

UNIVERSIDAD CARLOS III DE MADRID

DEPARTAMENTO DE MECÁNICA DE MEDIOS CONTINUOS Y TEORÍA DE ESTRUCTURAS



Optimización Estructural y Aerodinámica de la plataforma alar de un avión UAV

Trabajo de Fin de Grado

Grado en Ingeniería Mecánica

Autor: Gabriel Sanz Señor

Tutor: Federico Martín de la Escalera Cutillas

Junio 2016

Tabla de contenido

| | |
|--|----|
| Presentación:..... | 6 |
| Especificaciones:..... | 9 |
| Optimización Aerodinámica con el método de paneles computacional:..... | 15 |
| 1. Introducción (Erickson 1990) (Fearn 2008) (Purdue University s.f.) | 15 |
| 2. Estudio de perfiles aerodinámicos: | 15 |
| 3. Diseño del ala | 23 |
| 4. Elección del perfil del ala..... | 26 |
| 5. Obtención de fuerzas aerodinámicas sobre el ala | 32 |
| Optimización Estructural de la plataforma alar: | 37 |
| 1. Introducción: | 37 |
| 2. Elección del material (Mouritz 2012) | 38 |
| 3. Obtención de fuerzas y momentos en cada costilla..... | 44 |
| 4. Introducción al método de elementos finitos MEF computacional (Carnicero s.f.) | 47 |
| 5. Utilización de la herramienta Abaqus para la resolución del problema | 51 |
| 6. Optimización estructural | 61 |
| 7. Solución al problema estructural | 64 |
| Proceso de fabricación (Miravete 2003) | 68 |
| Costes | 75 |
| Normativa (Air s.f.) (Spain s.f.) | 77 |
| Bibliografía..... | 80 |

| | | |
|--|--|----|
| Ilustración 1: UAV de ala fija (General RQ1 Atomic Predator) (DJI Phantom 3 Advanced) | Ilustración 2: UAV de motor de hélice | 6 |
| Ilustración 3: Northrop Grumman RQ-4 Global Hawk. Izquierda, en vuelo en misión operativa sobre Afganistán en 2007. Derecha, remolcado de vuelta al garaje se puede apreciar la comparación de tamaño entre la aeronave y un hombre..... | | 7 |
| Ilustración 4: Flighttech Systems FT-Altea, de fabricación española y utilizado por el gobierno de España en labores de extinción de incendios desde 2013. | | 8 |
| Ilustración 5: Lockheed Martin Desert Hawk III. | Ilustración 6: Elbit Systems Skylark III | 10 |
| Ilustración 7: IAI Panther | | 10 |
| Ilustración 8: Boeing Insitu RQ-21 Blackjack | Ilustración 9: UAV Factory Penguin B..... | 12 |
| Ilustración 10: AAI MQ-19 Aerosonde..... | | 12 |
| Ilustración 11: Perfiles NACA estudiados, de arriba abajo: MH 32, NACA 2415, NACA 4412, NACA 4415, NACA 6409 Y NACA 6412..... | | 18 |
| Ilustración 12: Gráficas de sustentación/resistencia, sustentación/AOA, momento/AOA y (sustentación/resistencia)/AOA para cada punto de operación y cada perfil. | | 21 |
| Ilustración 13: Planta, alzado y perfil del Penguin B. (Factory s.f.) | | 23 |
| Ilustración 14: Datos geométricos del ala diseñada..... | | 24 |
| Ilustración 15: Definición del análisis por el método de paneles 3D y viscoso. | | 25 |
| Ilustración 16: Análisis del ala con el primer perfil. | | 26 |
| Ilustración 17: Relación la condición para máximo tiempo de vuelo y máximo rango..... | | 30 |
| Ilustración 18: Fuerzas en cada Strip del ala para un ángulo de ataque de 6 grados. | | 32 |
| Ilustración 19: Variación de la sustentación con la envergadura a lo largo del ala. | | 33 |
| Ilustración 20: Distribución uniforme del tamaño de los paneles. | | 34 |
| Ilustración 21: Distribución “coseno” en el eje X, y distribución “-seno” en el eje Y..... | | 34 |
| Ilustración 22: Datos del punto de operación obtenidos del estudio del método de paneles computacional. | | 36 |
| Ilustración 23: Estructura interna del semiala del avión UAV, con las costillas y los largueros de torsión. | | 38 |
| Ilustración 24: Cuerpo sometido a un estado tensional..... | | 48 |
| Ilustración 25: Geometría en Abaqus..... | | 52 |
| Ilustración 26: Propiedades establecidas del material..... | | 53 |
| Ilustración 27: Sección sólida para la estructura..... | | 53 |
| Ilustración 28: Estructura ensamblada como Independiente. | | 54 |
| Ilustración 29: Puntos de referencia y relaciones quinemáticas..... | | 55 |
| Ilustración 30: Fuerzas, momentos y condiciones de contorno aplicadas..... | | 56 |
| Ilustración 31: Elemento Tetraédrico aleatoriamente distribuido..... | | 57 |
| Ilustración 32: Tipo de Elemento del mallado; establecido el C3D4, elemento Tetraédrico de orden lineal... | | 57 |
| Ilustración 33: Detalle del mallado de la estructura y cuadro de asignación global de tamaño. | | 58 |
| Ilustración 34: Estrés máximo en la sección central del cajón de torsión..... | | 59 |
| Ilustración 35: Desplazamiento máximo en la punta del ala. | | 60 |
| Ilustración 36: Rotación máxima en la punta del ala. | | 61 |
| Ilustración 37: Definición del análisis topológico de las costillas | | 62 |
| Ilustración 38: Definición de las variables de optimización. | | 63 |
| Ilustración 39: Minimización de la energía de deformación. | | 63 |
| Ilustración 40: Parámetros del trabajo de optimización. | | 64 |
| Ilustración 41: Resultados de la optimización de Energía de Deformación respecto al volumen. | | 65 |
| Ilustración 42: Resultado del proceso de Optimización. | | 66 |

| | |
|--|----|
| Ilustración 43: Resultados de las tensiones y desplazamientos (vertical) | 67 |
| Ilustración 44: Fabricación de compuestos por el método del bobinado..... | 69 |
| Ilustración 45: Introducción de piezas de componentes aeronáuticos de material compuesto en un gran autoclave de la empresa Boeing. | 70 |
| Ilustración 46: Diagrama de un proceso clásico de SMC..... | 71 |
| Ilustración 47: Esquema del proceso de pultrusión. | 72 |
| Ilustración 48: A la izquierda, un operario extrayendo una pieza de una puerta del molde de aluminio. A la derecha, un esquema de una máquina clásica de RTM. | 73 |
| Ilustración 49: Molde clásico de VRTM, en el que se aprecia su ligereza y sencillez. | 73 |

Presentación:

El presente estudio trata del diseño, análisis y optimización de la plataforma alar de un avión no tripulado (unmanned aerial vehicle UAV por sus siglas en inglés) utilizando el método de elementos finitos (MEF) computacional, con la herramienta Abaqus. Se tratará, primero, de identificar la plataforma alar del UAV que vamos a optimizar según los criterios que se expondrán en el apartado de Optimización Aerodinámica, para luego construir el cajón de torsión de dicho ala y someterlo a un proceso de optimización estructural.

Se denomina UAV a toda aquella aeronave no tripulada y reutilizable, por lo que aparatos como misiles o drones quedan fuera de nuestro estudio. Un UAV puede ser, esencialmente, de dos tipos: de ala fija, semejante a un avión convencional, como se muestra en la Ilustración 1; y de propulsión de hélice, de funcionamiento similar al helicóptero, visible en la Ilustración 2. Mi trabajo se centrará en el primer tipo, en concreto en la estructura del ala, creadora de la sustentación.



Ilustración 1: UAV de ala fija (General RQ1 Atomic Predator)



Ilustración 2: UAV de motor de hélice (DJI Phantom 3 Advanced)

En la actualidad el mercado de los UAVs está experimentando un impresionante crecimiento, debido principalmente a las nuevas aplicaciones encontradas para estos aparatos en topografía, reconocimiento, control de fronteras, extinción de incendios, aplicaciones militares, etc. A ese factor se le une el gran avance en baterías, materiales, facilidades de producción industrial, electrónica, y principalmente, y unido a todo lo anterior, la gran reducción de precio con aumento de prestaciones de estos dispositivos, cuya tendencia es hacia una mejora progresiva.

La sencillez de diseño, funcionamiento, reducido tamaño y fabricación de los UAV de motor de hélice los hacen superiores en cuanto a practicidad y coste respecto a los de ala fija, además de contar con la función de despegue y aterrizaje verticales (vertical takeoff and landing VTOL) y vuelo a punto fijo, característica con la que no cuentan las aeronaves de ala fija. Sin embargo, el tamaño reducido, la escasa autonomía, su corto alcance en vuelo y su baja capacidad de transportar carga,

considerando que nos referimos usualmente a UAVs de motor eléctrico, hacen del UAV de ala fija una mejor opción para el tipo de aplicaciones que nosotros buscamos.

El UAV de ala fija puede tener motor eléctrico, de combustión alternativa, o continua con turbomaquinaria. Para aviones reducidos el motor eléctrico, debido a su bajo peso y suficiente potencia, es la elección obligada. Para aviones de gran tamaño y peso la propulsión con turbomaquinaria es la mejor opción, debido a su alta relación potencia/peso. Los motores de combustión interna alternativos son interesantes por su gran relación potencia/peso hasta un cierto límite, en el que el tamaño y complejidad del motor lo hacen inviable para aviones de gran peso y la utilización de turbomaquinaria es necesaria. Así mismo estos motores de combustión interna alternativa son una necesidad cuando los motores eléctricos son incapaces de generar suficiente potencia en UAV de tamaño medio y la autonomía es un problema. La utilización de este tipo de UAV de ala fija en aplicaciones militares está en pleno auge y se espera que cobre aún más importancia en los próximos años.

Los UAV de ala fija tienen un funcionamiento y configuración análogas a cualquier otro tipo de avión convencional: un ala fija creadora de sustentación, un fuselaje para llevar carga, y una cola con superficies verticales y horizontales para equilibrar el avión y permitir su movimiento en las tres direcciones del espacio, además de algún medio de propulsión a hélice o a reacción. Existen también aviones y UAVs de ala fija con configuración de ala volante, sin fuselaje ni superficies de cola, que presentan ventajas sobre los aviones convencionales, como su mayor eficiencia aerodinámica, pero cuyo funcionamiento en cuanto control de vuelo es más complejo. La opción más extensamente utilizada sigue siendo la configuración clásica, aunque el uso de alas volantes está creciendo en todos los campos de la aeronáutica.



Ilustración 3: Northrop Grumman RQ-4 Global Hawk. Izquierda, en vuelo en misión operativa sobre Afganistán en 2007. Derecha, remolcado de vuelta al garaje se puede apreciar la comparación de tamaño entre la aeronave y un hombre.



Ilustración 4: Flighttech Systems FT-Altea, de fabricación española y utilizado por el gobierno de España en labores de extinción de incendios desde 2013.

Según sus aplicaciones los UAV de ala fija pueden variar mucho en tamaño, peso y prestaciones; desde UAV militares y civiles de inteligencia y vigilancia a gran altitud y larga autonomía, como el RQ-4 Global Hawk de la Ilustración 3; pasando por UAV de combate (unmanned combat aerial vehicle UCAV) como el Predator RQ1 de la Ilustración 1; y hasta pequeños aviones para aplicaciones civiles de control de incendios, policía o entretenimiento y aeromodelismo, como el FT-Altea de fabricación española de la Ilustración 4. El enfoque del trabajo será hacia este último tipo de UAV por su no excesiva complejidad, facilidad de diseño, bajo coste y alto interés para la industria.

Especificaciones:

Habiendo expuesto anteriormente la gran variedad de vehículos aéreos no tripulados con usos muy variados, tanto civiles como militares, debemos establecer hacia qué uso concreto estará destinado el UAV de nuestro diseño, y cuáles son los requerimientos del comprador para el desempeño de dicha función.

Nuestro UAV está diseñado para realizar funciones de vigilancia, topología del terreno y estudios atmosféricos; pensado para transportar una gran carga de pago máxima de 5 kilogramos, con la que poder transportar cualquier tipo de instrumentación como cámaras o aparatos de medida; de propulsión a hélice y con una autonomía de por lo menos 5 horas. La autonomía es fundamental en este tipo de aviones, algo en lo que debemos hacer un inciso más detallado.

La autonomía en un avión depende en gran medida de la planta de potencia que lo propulsa, además del consumo específico, pero también de la eficiencia aerodinámica y el reducido peso. Para hacer funcionar una aeronave es necesaria o bien una planta de potencia que consuma algún tipo de combustible; o un rotor que consuma potencia de una batería; o una combinación de ambos casos. La elección no es sencilla, y dependerá en gran medida del peso y autonomía requerida de nuestro aparato. El criterio de elección de la planta de potencia será en nuestro caso la masa: un UAV de menos de 10 kilogramos puede utilizar de forma competitiva un motor eléctrico con baterías; uno de más de 10 kilogramos utilizará un motor alternativo convencional. Nuestro UAV tiene el requerimiento de transportar una carga de pago de 5 kilogramos, que habitualmente supone que el peso de la aeronave superará el doble, por lo que la segunda opción debería ser la elegida. No obstante, una comparación entre UAVs eléctricos y de gasolina para ese rango de tamaños puede ser útil para hacer la elección final.

Veamos el estado del mercado de los UAV eléctricos que extraen potencia de una batería. Ese hecho limita la autonomía al estado actual de la tecnología de baterías. La tecnología de las baterías eléctricas está experimentando un crecimiento exponencial debido a su interés en campos como la industria energética, la telefonía y electrónica, y el transporte terrestre. La industria aeronáutica es también una fuerza pujante para desarrollar la tecnología de baterías hasta que habiliten el transporte civil eléctrico en un futuro a medio plazo. Si nos centramos en la industria de los UAV eléctricos, la mayor parte del progreso en esa tecnología se debe a su importación de las anteriores industrias ya mencionadas, debido a que aún está muy reciente la implantación de dicha tecnología a gran escala en la industria.

Los UAVs más interesantes haciendo uso de esta tecnología son el Desert Hawk IV (en la Ilustración 5 se muestra su versión anterior, el Desert Hawk III, puesto que del Desert Hawk IV no se han publicado aun imágenes nítidas, aunque la aerodinámica y configuración es casi idéntica), el Skylark III (Ilustración 6) y el IAI Panther (Ilustración 7), entre otros.

El UAV de fabricación militar useña por Lockheed Martin, el Desert Hawk IV, de reducido tamaño, está diseñado para despegar con lanzamiento manual; cuenta con un diseño modular, de ala alta para despejar la vista para las cámaras y aparatos; tiene una alta resistencia y estabilidad frente a cargas de viento; y se propulsa eléctricamente a hélice localizada en la parte delantera, diseñada esta para reducir el ruido y operar de forma silenciosa. Utilizado principalmente en aplicaciones militares, realiza labores de reconocimiento, vigilancia y apoyo táctico. Se espera que entre en operación en 2017, por lo que es de suponer que contará con la mejor tecnología de baterías disponible en la actualidad. Por tanto el dato de la autonomía de este UAV es muy valioso como referencia para su peso y carga de pago. Algunas especificaciones de interés han sido recogidas en la Tabla 1, en comparación con los otros modelos.



Ilustración 5: Lockheed Martin Desert Hawk III.



Ilustración 6: Elbit Systems Skylark III



Ilustración 7: IAI Panther

El Skylark III de la compañía israelí Elbit Systems es un avión recién presentado en Febrero de 2016, por lo que cuenta con la tecnología de baterías más avanzada hasta la fecha en el campo de

los UAV, además de la experiencia del mercado israelí, que es un referente en la fabricación y desarrollo de este tipo de aparatos. Está destinado a realizar funciones de detección de blancos, espionaje y reconocimiento en terrenos militares. Tiene una configuración clásica de ala baja pero con el compartimento para la cámara situado delante del ala, de forma que no impida la visión. La cola tiene diseño de V baja invertida, por lo que el control de guiñado y cabeceo necesita de un ordenador a bordo para su correcto funcionamiento. Se propulsa con el empuje de una hélice trasera, lo que reduce el ruido y no produce turbulencias en el flujo de aire sobre la cámara, mejorando su visibilidad. Tiene un peso máximo considerable de 45 kilogramos y hasta 10 de carga de pago; con una autonomía de 6 horas y un rango de 100 kilómetros es una propuesta interesante para transportar todo tipo de cámaras e instrumentación, aunque carece de diseño modular, por lo que estos instrumentos deberán estar especialmente diseñados para adaptarse al compartimento de carga de la aeronave. Un aspecto negativo de este UAV es que necesita de una plataforma neumática lanzadora en el suelo o a bordo de un vehículo. Pese a esto, posiblemente el Skylark III sea el UAV eléctrico con mejores especificaciones comparado con UAVs eléctricos de similar peso y envergadura.

Por último cabe señalar el UAV Panther de la empresa también israelí IAI. A pesar de no contar con una tecnología de baterías tan nueva como los anteriores diseños (presentado en 2010), y con unas especificaciones para su peso y envergadura inferiores, este UAV tiene la característica de despegue y aterrizaje verticales gracias a que dos de sus tres motores eléctricos ultrasilenciosos tienen la capacidad de vascular, es decir, de cambiar su orientación de forma que sean capaces de generar empuje en dirección vertical o rotar para generar sustentación en el eje vertical. Esta capacidad le hace interesante para su uso en zonas donde la pista de despegue y aterrizaje no sea adecuada o no exista, y para volar a punto fijo. Tiene una configuración además de cola doble, con dos superficies verticales y una horizontal.

| Especificaciones | Desert Hawk IV | Skylark III | Panther |
|---|----------------|-------------|---------|
| Peso MTOW [kg] | 3,6 | 45 | 65 |
| Autonomía [h] | 2,5 | 6 | 4 |
| Rango [km] | 15 | 100 | 60 |
| Carga de Pago [kg] | 0,9 | 10 | 8,5 |
| Envergadura de ala [m] | 1,5 | 4,8 | 8 |
| Velocidad de crucero/ Velocidad máxima [m/s] | 12,86/28,29 | | |
| Techo de vuelo [m] | 5200 | 4600 | 910 |
| Entrada en servicio [año] | 2018* | 2017* | 2011 |

Tabla 1: Comparación UAV eléctricos. Marcado con * las estimaciones

Nuestro UAV no tiene el requerimiento de despegue y aterrizaje vertical (vertical takeoff and landing VTOL), por lo que por sus superiores especificaciones utilizaremos el Skylark III como referente en el campo de los UAV eléctricos para dicho peso y envergadura. Debemos ahora realizar

una comparación análoga para los UAV de peso similar que utilizan una planta de potencia de combustión alternativa y consumo de gasolina. La tecnología de los motores de gasolina es mucho más antigua en su aplicación aeronáutica que la tecnología de motores eléctricos, por lo que está lo suficientemente desarrollada como para que motores de hace décadas sean competitivos respecto a los más modernos. No obstante, compararemos algunos de los UAVs más modernos, en los que se aplican las últimas tecnologías. Estos son el RQ-21 Blackjack (Ilustración 8), el Penguin B (Ilustración 9) y el RQ19 Aerosonde (Ilustración 10).



Ilustración 8: Boeing Insitu RQ-21 Blackjack



Ilustración 9: UAV Factory Penguin B

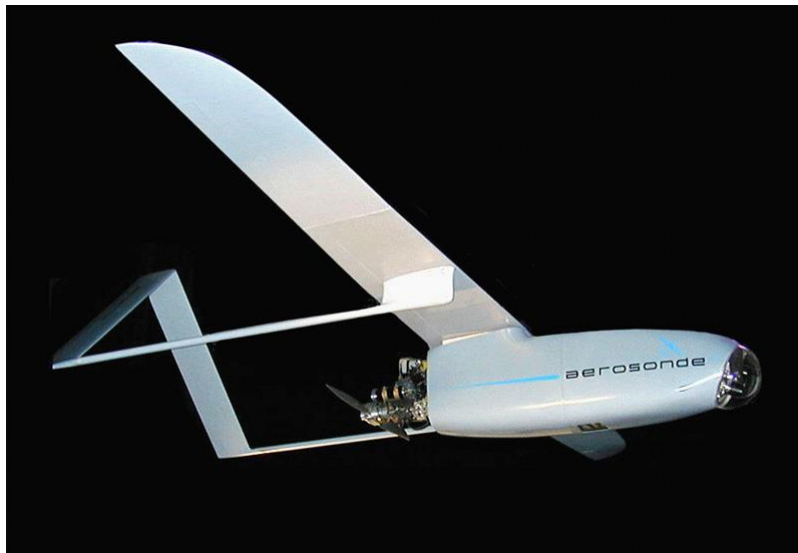


Ilustración 10: AAI MQ-19 Aerosonde

El RQ-21 Blacjack es un UAV de fabricación useña por las compañías Boeing-Insitu. Pensado para cumplir con los requisitos de la Marina norteamericana de reconocimiento marítimo e inteligencia. Puede despegar de tierra o a bordo de un barco con sistema de lanzadera. El sistema

de recuperación consiste en “cazarlo” con un cabo que engancha en la punta del ala una vez el avión ha amerizado. Con una autonomía de 16 horas es capaz de vigilar amplias zonas marítimas durante largo tiempo con cargas de pago de hasta 18 kilogramos. Tiene una planta de potencia consistente en un motor NWUAV/HFE de 8 caballos (6kW) capaz de propulsar el avión a 80 nudos (knots) ó 148 km/h.

El Penguin B está diseñado por la empresa americana de reciente creación UAV Factory, y está pensado como un avión no tripulado de alto rendimiento y bajo coste para aplicaciones civiles, con una capacidad de autonomía de 26 horas con 4 kilogramos de carga de pago; además de tener un pequeño tamaño y diseño modular. No posee instrumentación de serie, pero con una montura universal puede transportar cualquier tipo de instrumentación en su rango de peso. Cuenta además con un amplio espacio para la carga de pago. Su diseño aerodinámico y su planta alar están diseñados para optimizar la autonomía. Tiene la parte de cola en diseño de V invertida para mejorar la maniobrabilidad a la par que aporta un buen rendimiento aerodinámico. Cuenta con un motor Honda de cuatro tiempos de hasta 2,5 caballos de inyección electrónica que lo propulsa a una velocidad máxima de 130 km/h, aunque su velocidad de crucero óptima es mucho menor.

El AAI Aerosonde desarrollado por la empresa americana Insitu está pensado como un UAV de diseño modular de alta autonomía y bajo peso. La mayoría de los componentes están localizados en el morro (depósito de fuel, aviónica y sensores), lo que deja toda la parte trasera para la carga de pago. Tiene instrumentos de óptica muy avanzados de serie para topografía y fotografía. Comparte configuración aerodinámica con el Penguin B y otros aviones. Utiliza un sistema de despegue por catapulta, y se recupera con un sistema de red entre dos postes. Consta de un motor de combustión Enya R120 modificado de 1,74 hp, capaz de propulsar la aeronave a 60 nudos (72 km/h).

Sería adecuado valorar de nuevo una comparación de sus características con la Tabla 2, en la que podremos comprobar para cada peso y tamaño, la autonomía y punto de operación.

| Especificaciones | RQ 21 BlackJack | Penguin B | Aerosonde |
|---|-----------------|-----------|-----------|
| Peso MTOW [kg] | 61 | 21,5 | 25 |
| Autonomía [h] | 16 | +20 | +10 |
| Rango [km] | 2400 | 2059 | 3000 |
| Carga de Pago [kg] | 18 | 10 | 3 |
| Envergadura de ala [m] | 4,90 | 3,3 | 2,9 |
| Velocidad de crucero/ Velocidad máxima [m/s] | 28,055/38,33 | 22/36 | 25/38,88 |
| Techo de vuelo [m] | 5944 | 5000 | 4500 |
| Entrada en servicio [año] | 2012 | 2011 | 2001 |
| Potencia Motor caballos/kW | 8/6 | 2,5/1,86 | 1,74/1,3 |

Tabla 2: Comparación UAV de motor de gasolina

Si nos fijamos en el dato de la autonomía con respecto al peso, el Penguin B es la mejor opción, ya que no solo es el que más autonomía tiene, sino también el más ligero, además su envergadura de ala es muy reducida, no mucho más grande que la del Aerosonde, aunque con mucha más carga de pago útil. Además, el consumo de combustible es muy reducido y su rango abarca un espacio más que de sobra para realizar tareas de ámbito civil. Por ello la configuración escogida será la del Penguin B.

Como se puede ver en estas comparaciones, las especificaciones de los UAV de motor de gasolina son muy superiores en todos los campos con respecto a los UAV eléctricos más avanzados; aunque por el contrario estos no producen emisiones contaminantes, y su futuro es muy prometedor por el avance de la tecnología de baterías, que promete sustanciales mejoras. Como nuestro UAV no se contempla para una producción en masa muy grande, y se pretende usar por espacios de tiempo no muy elevados, consideraremos el impacto ambiental despreciable.

Por todos estos motivos, escogemos la configuración aerodinámica del Penguin B para realizar nuestra optimización aerodinámica y estructural. Los requerimientos deberán ser por tanto los de dicho UAV.

Optimización Aerodinámica con el método de paneles computacional:

Una vez escogida la configuración aerodinámica a optimizar, se hace uso de una herramienta de estudio aerodinámico con el método de paneles.

1. Introducción (Erickson 1990)_(Fearn 2008)_(Purdue University s.f.)

El método de paneles es un método de resolución de la ecuación de Prandtl-Glauert para flujos lineales, no viscosos e irrotacionales; subsónicos o supersónicos. Para flujos subsónicos constantes dicha ecuación se define como:

$$\tilde{\nabla}^2 \phi = (1 - M_\infty^2) \phi_{xx} + \phi_{yy} + \phi_{zz} = 0 \quad (1)$$

Para flujos supersónicos es:

$$-\tilde{\nabla}^2 \phi = (M_\infty^2 - 1) \phi_{xx} - \phi_{yy} - \phi_{zz} = 0 \quad (2)$$

La ecuación de Prandtl Glauert es la forma más simple de describir un fluido, derivada de las más generales ecuaciones de Navier-Stokes, pero teniendo en cuenta que se desprecian todos los términos de viscosidad y transferencia de calor. El método de paneles está basado en la superposición de distribuciones de tres tipos de soluciones analíticas (source, doublet y vorticity) sobre pequeñas porciones cuadriláteras, llamadas paneles, de la superficie aeronáutica estudiada. La distribución resultante de estas superposiciones cumple automáticamente la ecuación de Prandtl Glauert. Básicamente, es la división de una superficie aerodinámica compleja en pequeños cuadriláteros en los que podemos aplicar ecuaciones sencillas y obtener resultados precisos, siendo el resultado final la resultante de la integración de todo el dominio de superficies.

Por lo mencionado anteriormente, el método no es fiable cuando ocurren realmente fenómenos de separación de capa límite, shocks transónicos o para estimar la resistencia de rozamiento. Para el alcance del estudio que vamos a realizar el método es lo suficientemente preciso como para que estos problemas no resulten sustancialmente significativos. Para un estudio más detallado, análisis reales en túnel de viento deben de ser realizados. Nosotros emplearemos el método de paneles computacional con el software xFlr5.

2. Estudio de perfiles aerodinámicos:

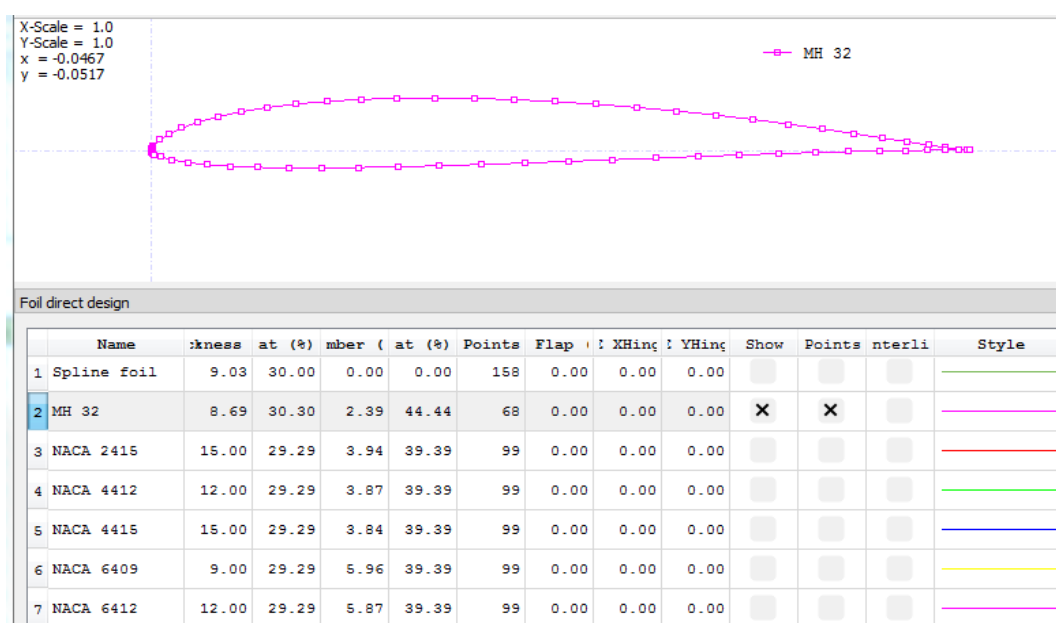
Una vez descargado la herramienta xflr5, definimos los perfiles que vamos a analizar. El programa dispone de una base de datos de perfiles NACA de 4 ó 5 dígitos. Utilizaremos la serie de 4

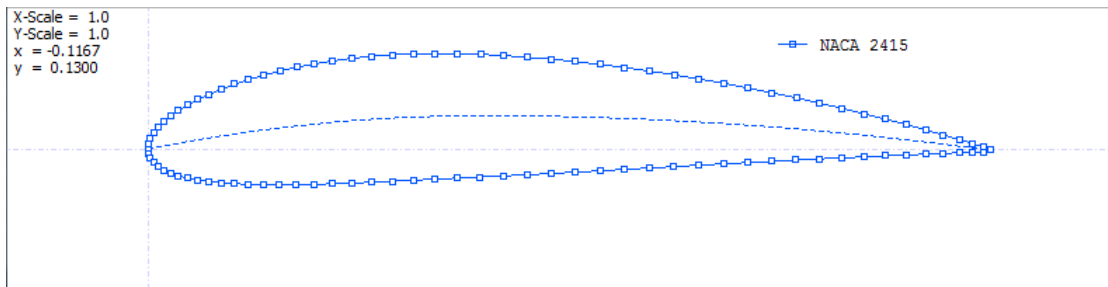
dígitos, por ser los resultados del programa más fiables en la realidad. Como hemos establecido en el apartado de requerimientos, nuestro UAV tendrá una velocidad de crucero de 22 metros por segundo, y una máxima de 36. Teniendo en cuenta que la cuerda máxima es de 0,3 metros, podemos calcular el número de Reynolds máximo para estas condiciones. El número de Reynolds es un parámetro adimensional que cuantifica la magnitud de las variables inerciales de un fluido con su resistencia viscosa interna, y es de gran importancia en la evaluación del comportamiento de un perfil aerodinámico. El número de Reynolds se define como:

$$Re = \frac{\rho * v * Lc}{\mu} \quad (3)$$

Siendo ρ la densidad del fluido, que nosotros consideramos constante al no tener en cuenta efectos de compresibilidad por ser la velocidad muy baja; v la velocidad del fluido con respecto al cuerpo inercial, que equivale a la velocidad del avión considerando el fluido estático; Lc la longitud característica, en nuestro caso la cuerda máxima del perfil; y μ la viscosidad del aire. En nuestro caso, calculamos que el Reynolds máximo estará en torno a 490.000.

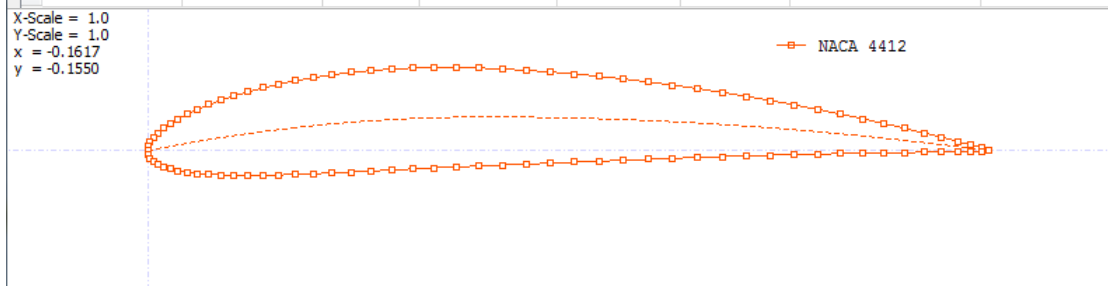
Para dicho Reynolds los perfiles NACA de 4 dígitos más prometedores respecto a nuestro punto de vista son los que produzcan una relación sustentación/resistencia más alta. Algunos de ellos, los que procederemos a estudiar, son los NACA 2415, NACA4412, NACA4415, NACA6409 y NACA6412. Además, analizaremos el perfil usado por el Penguin B, que se llama MH 32. Las coordenadas de los puntos que forman los perfiles pueden obtenerse de la página web Airfoil Tools (Airfoil Tools s.f.), aunque el propio software de xflr5 ya cuenta con una base de datos que las incluye, salvo el perfil NH 32, con lo que especificando cual queremos diseñar el programa ya aporta la lista de puntos. En la Ilustración 11 se incluyen los citados perfiles:





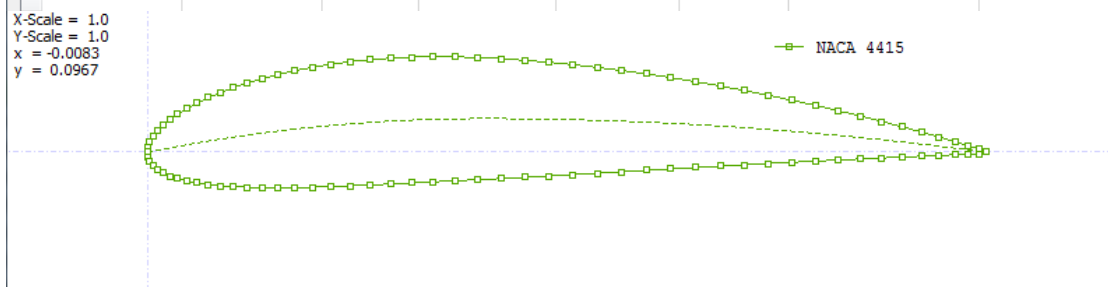
Foil direct design

| | Name | Thickness (%) | at (%) | Camber (%) | at (%) | Points | TE Flap (°) | TE XHinge |
|---|-------------|---------------|--------|------------|--------|--------|-------------|-----------|
| 1 | Spline foil | 9.03 | 30.00 | 0.00 | 0.00 | 158 | 0.00 | 0.00 |
| 2 | NACA 2415 | 15.00 | 29.29 | 3.94 | 39.39 | 99 | 0.00 | 0.00 |
| 3 | NACA 4412 | 12.00 | 29.29 | 3.87 | 39.39 | 99 | 0.00 | 0.00 |
| 4 | NACA 4415 | 15.00 | 29.29 | 3.84 | 39.39 | 99 | 0.00 | 0.00 |
| 5 | NACA 6409 | 9.00 | 29.29 | 5.96 | 39.39 | 99 | 0.00 | 0.00 |
| 6 | NACA 6412 | 12.00 | 29.29 | 5.87 | 39.39 | 99 | 0.00 | 0.00 |



Foil direct design

| | Name | Thickness (%) | at (%) | Camber (%) | at (%) | Points | TE Flap (°) | TE XHinge |
|---|-------------|---------------|--------|------------|--------|--------|-------------|-----------|
| 1 | Spline foil | 9.03 | 30.00 | 0.00 | 0.00 | 158 | 0.00 | 0.00 |
| 2 | NACA 2415 | 15.00 | 29.29 | 3.94 | 39.39 | 99 | 0.00 | 0.00 |
| 3 | NACA 4412 | 12.00 | 29.29 | 3.87 | 39.39 | 99 | 0.00 | 0.00 |
| 4 | NACA 4415 | 15.00 | 29.29 | 3.84 | 39.39 | 99 | 0.00 | 0.00 |
| 5 | NACA 6409 | 9.00 | 29.29 | 5.96 | 39.39 | 99 | 0.00 | 0.00 |
| 6 | NACA 6412 | 12.00 | 29.29 | 5.87 | 39.39 | 99 | 0.00 | 0.00 |



Foil direct design

| | Name | Thickness (%) | at (%) | Camber (%) | at (%) | Points | TE Flap (°) | TE XHinge |
|---|-------------|---------------|--------|------------|--------|--------|-------------|-----------|
| 1 | Spline foil | 9.03 | 30.00 | 0.00 | 0.00 | 158 | 0.00 | 0.00 |
| 2 | NACA 2415 | 15.00 | 29.29 | 3.94 | 39.39 | 99 | 0.00 | 0.00 |
| 3 | NACA 4412 | 12.00 | 29.29 | 3.87 | 39.39 | 99 | 0.00 | 0.00 |
| 4 | NACA 4415 | 15.00 | 29.29 | 3.84 | 39.39 | 99 | 0.00 | 0.00 |
| 5 | NACA 6409 | 9.00 | 29.29 | 5.96 | 39.39 | 99 | 0.00 | 0.00 |
| 6 | NACA 6412 | 12.00 | 29.29 | 5.87 | 39.39 | 99 | 0.00 | 0.00 |

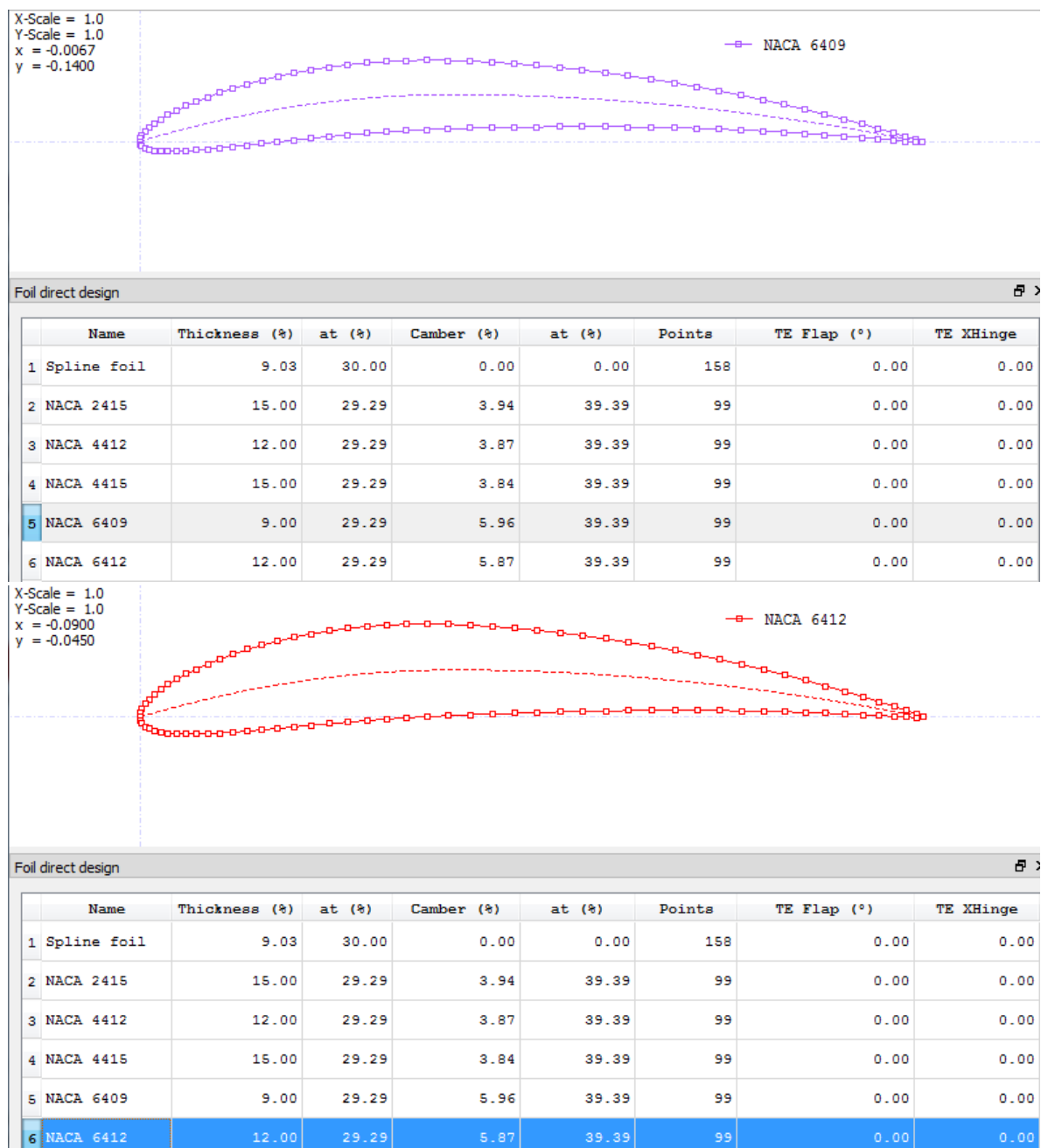
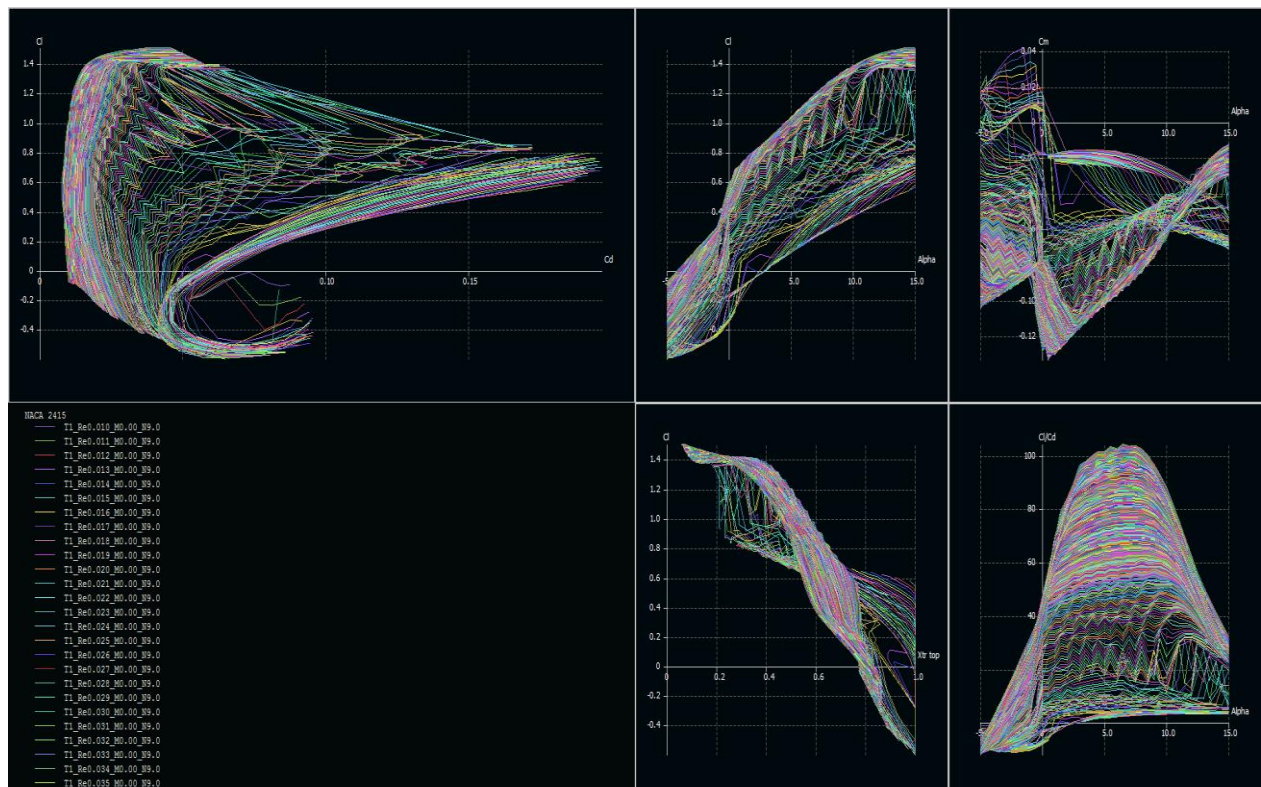
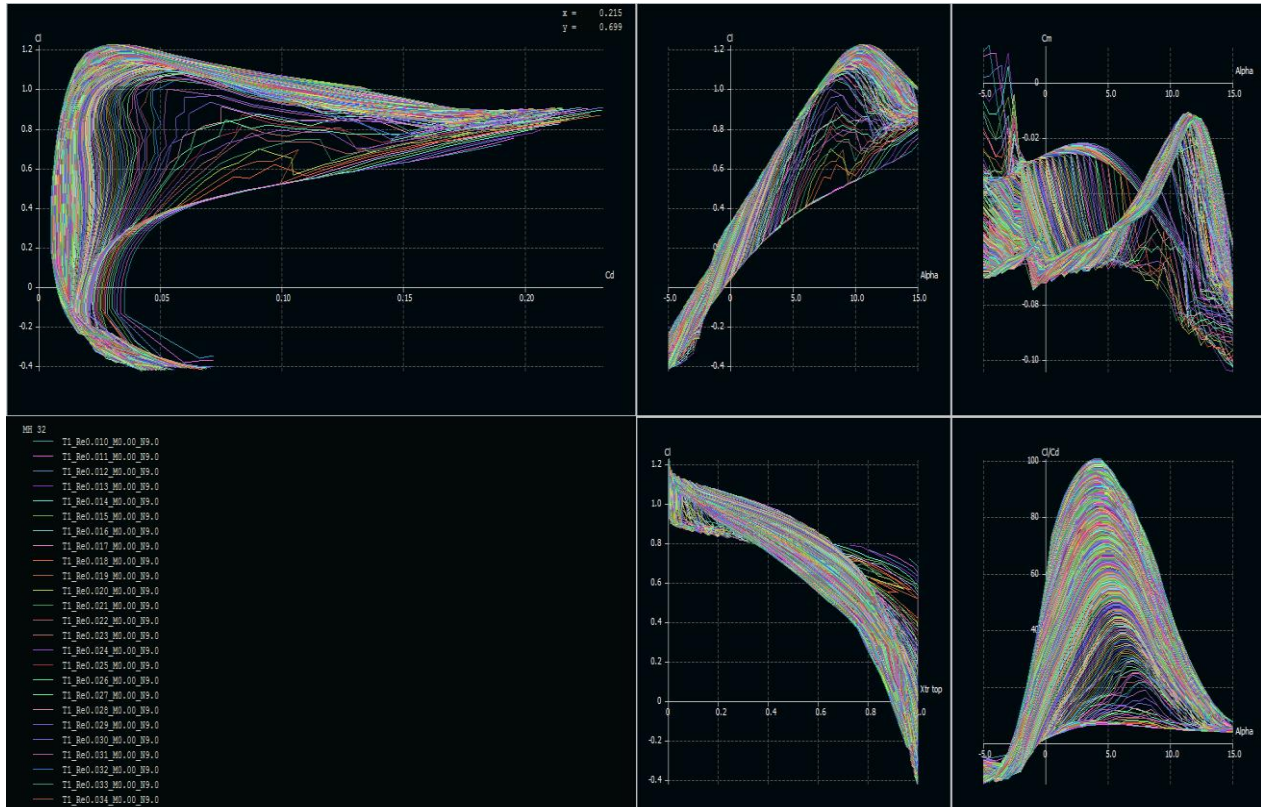


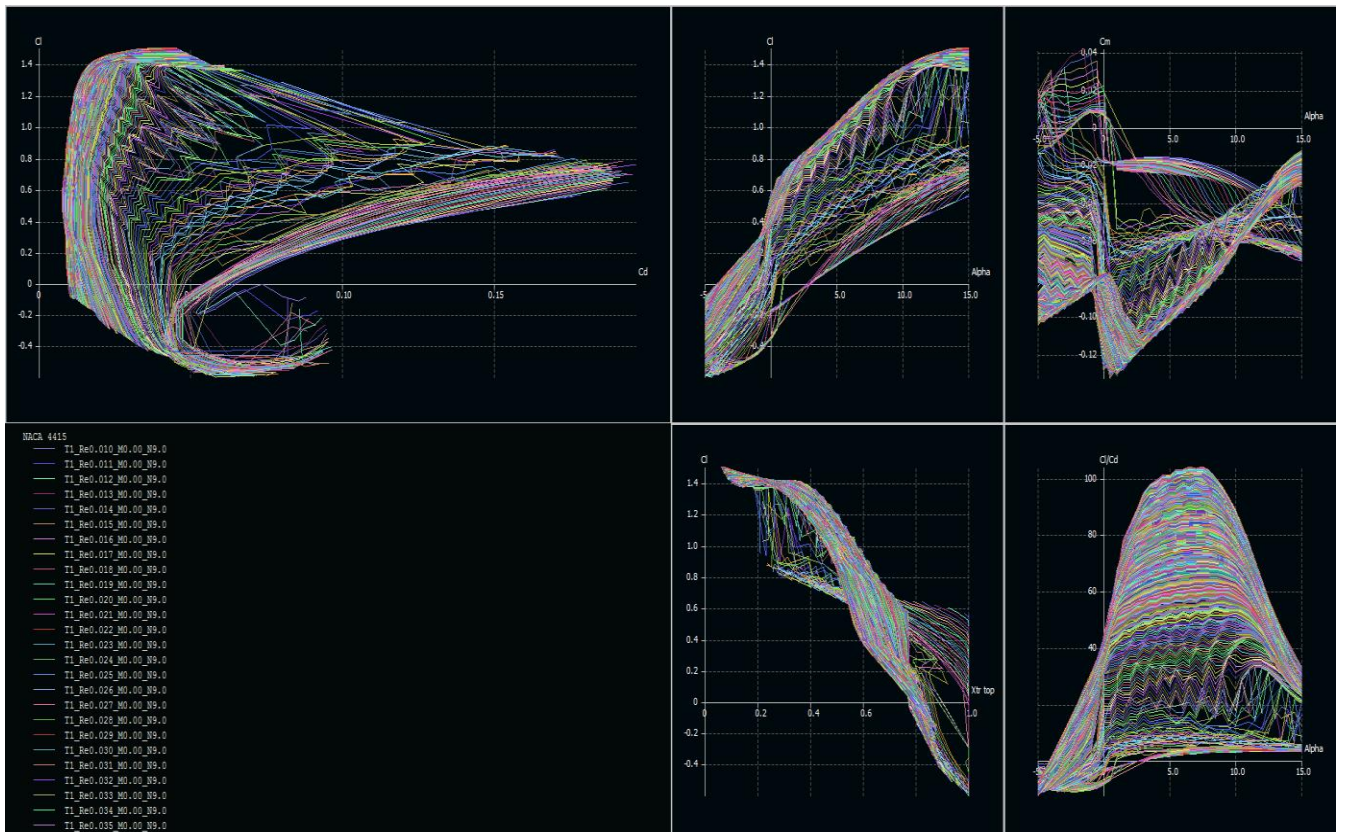
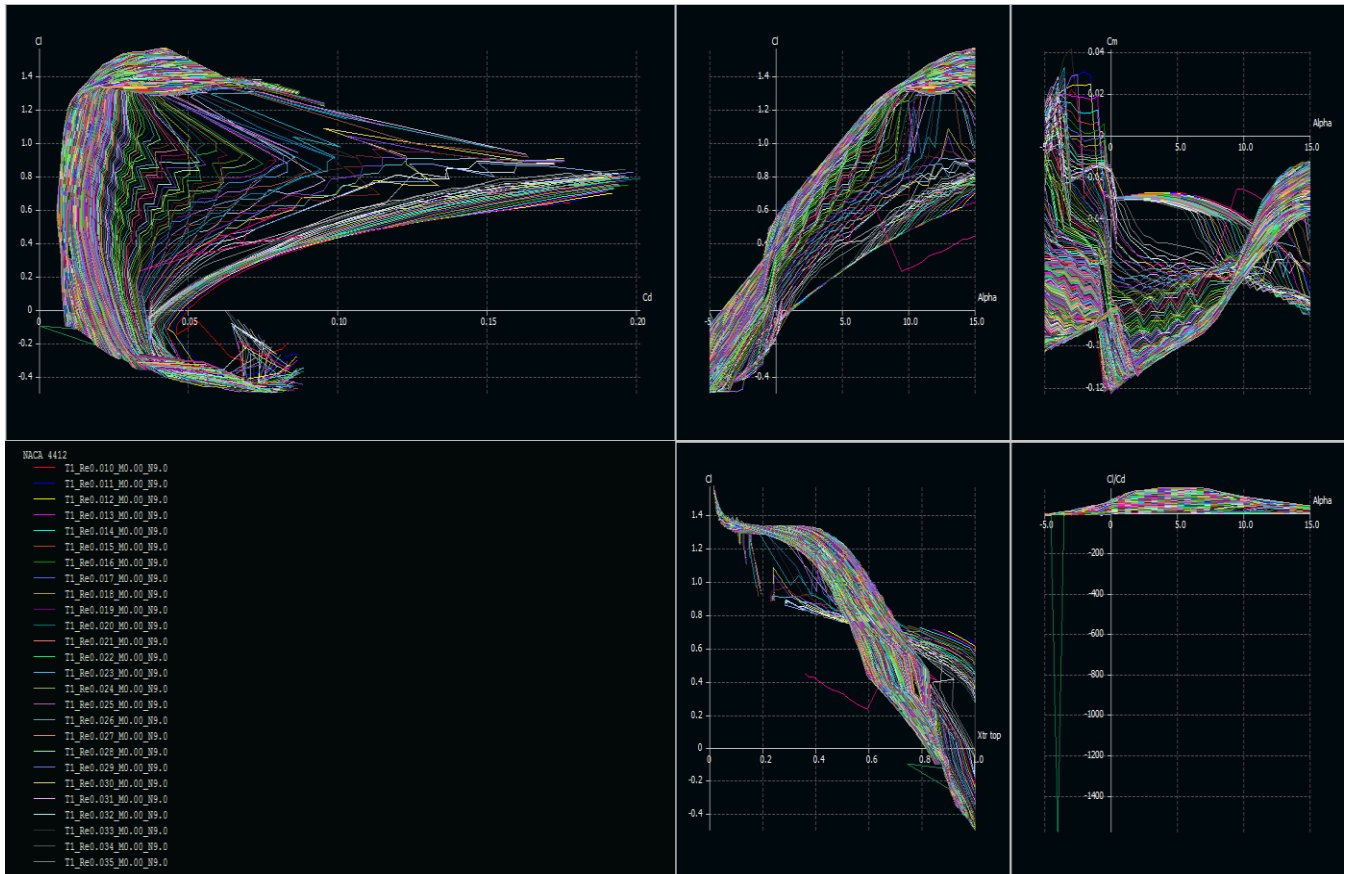
Ilustración 11: Perfiles NACA estudiados, de arriba abajo: MH 32, NACA 2415, NACA 4412, NACA 4415, NACA 6409 Y NACA 6412.

Una vez han sido especificados los perfiles, debemos normalizarlos a una escala unitaria, y con una orientación adecuada. De otro modo el análisis no se realizaría correctamente y al diseñar el ala las medidas especificadas no serían correctas. En la Ilustración 11 se aportan los perfiles ya normalizados y reorientados.

Teniendo ya listos los perfiles, se realiza un análisis para varios ángulos de ataque en una sucesión de Reynolds. En mi caso, analizaré un rango de ángulos de ataque desde -5 hasta +15, en intervalos de 0,5 grados, en una sucesión de Reynolds que abarque nuestro Reynolds crucero de

490.000, desde 10.000 hasta 600.000 en intervalos de 1.000. Es decir, que para cada Reynolds se analiza cada perfil para cada ángulo de ataque. El programa calcula entonces para cada Reynolds las curvas de sustentación, relación sustentación/resistencia, y momento respecto al ángulo de ataque y las imprime en pantalla, como se muestra en la Ilustración 12.





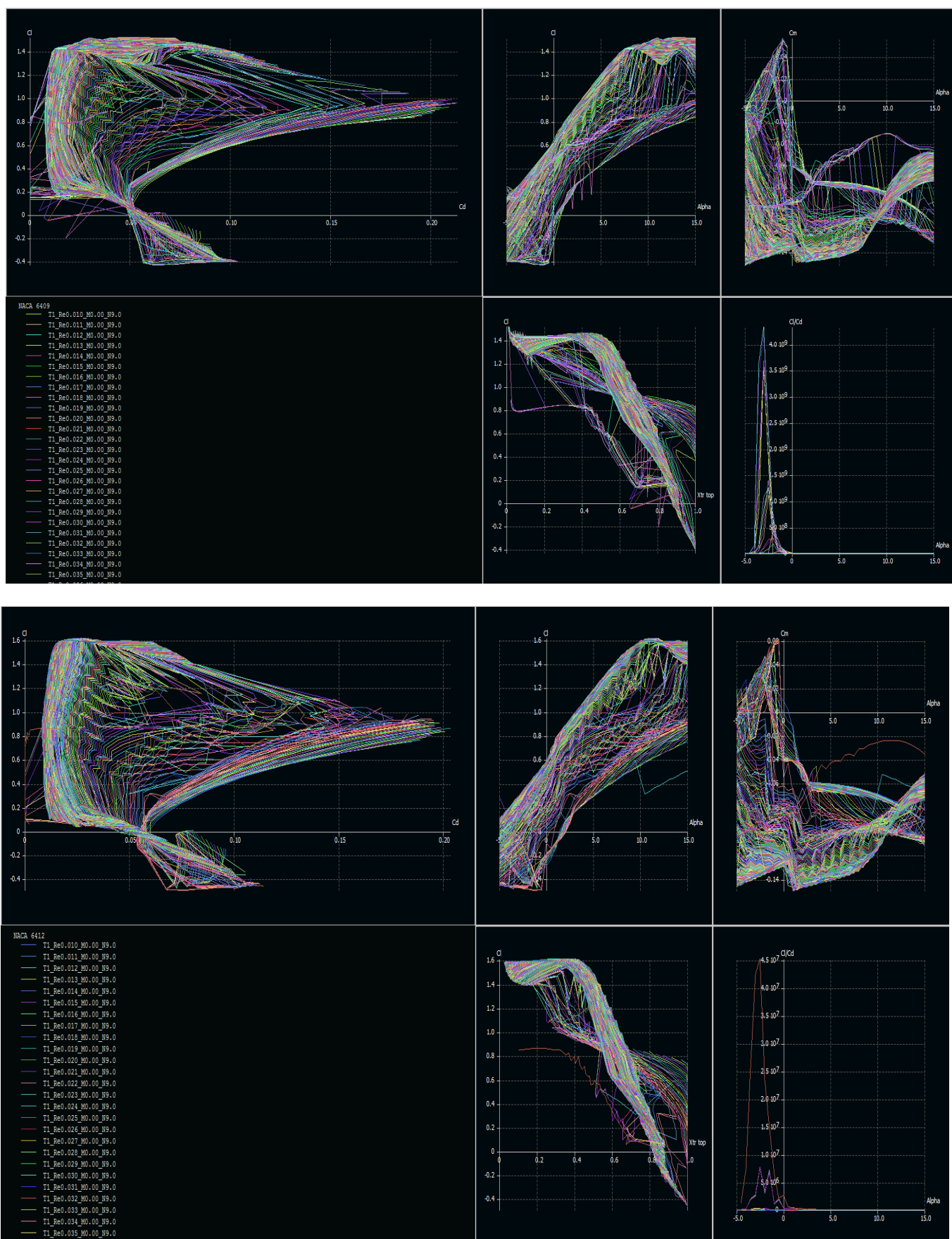


Ilustración 12: Gráficas de sustentación/resistencia, sustentación/AOA, momento/AOA y (sustentación/resistencia)/AOA para cada punto de operación y cada perfil.

Las curvas de la Ilustración 12 merecen un comentario detallado. Centrémonos en la última imagen, correspondiente a las polares del perfil NACA 6412. La gráfica de la esquina superior izquierda muestra la relación entre los coeficientes de sustentación y resistencia. Cada línea del mismo color significa que está analizada a un mismo número de Reynolds, y la línea en sí está formada por cada punto de ángulo de ataque, de 5 grados negativos a 15 positivos. En la gran variedad de líneas de colores hay una explicación del comportamiento del perfil a muchos números de Reynolds. En esa misma grafica de sustentación/resistencia podemos apreciar dos grupos de curvas muy próximas entre sí, y separados entre ambos. Para números de Reynolds bajos, el perfil está funcionando en un flujo laminar, que se aprecia por tener una menor sustentación y una mayor resistencia, con un mínimo bien definido. A medida que el número de Reynolds aumenta el flujo entra en transición de laminar a turbulento, representado en la gráfica por unas líneas intermedias e inestables entre ambos grupos. Cuando sigue aumentando entra el flujo en comportamiento turbulento completamente desarrollado, que es su comportamiento habitual para este tipo de aplicaciones, y la curva sustentación/resistencia presenta unos valores mucho mayores de sustentación, hasta que empieza a crecer la resistencia para un mismo valor de sustentación, punto en el cual el perfil entra en pérdida y los resultados no son fiables para el método de paneles.

La curva central superior muestra el coeficiente de sustentación con respecto al ángulo de ataque. Podemos apreciar el mismo comportamiento de transición entre fase laminar y turbulenta, y el aumento de la sustentación con el Reynolds.

La curva superior derecha muestra el coeficiente de momento con respecto al ángulo de ataque. Este valor tiene una importancia máxima en cuanto al manejo de la aeronave. Si el coeficiente de momento es negativo en un perfil, indica la tendencia del perfil a cabecear hacia arriba, lo que haría imposible la estabilidad de la aeronave longitudinalmente. Este momento de cabeceo es provocado por las fuerzas aerodinámicas, al encontrarse el centro de presiones a una determinada distancia adelante del centro de gravedad. Para solventar este problema es necesaria la existencia de superficies horizontales de cola, que generen menos fuerza pero situadas a mayor distancia en dirección opuesta, de tal forma que los momentos se equilibren, y que con la variación de la sustentación de la superficie de cola pueda variarse a voluntad el cabeceo. Esto se logra con superficies de control como flaps y alerones. En un ala volante, carente de superficie de cola, el problema se soluciona buscando un coeficiente de momento casi nulo, además de mayor complejidad en el manejo de las superficies de control en el avión.

En esa curva puede apreciarse que para valores negativos de ángulo de ataque, en flujo laminar, el coeficiente es positivo, de forma que la estabilidad se invierte. Para ángulos de ataque positivos, en flujo laminar, el coeficiente, ya negativo, continúa disminuyendo, haciendo necesario la deflexión de los flaps de la superficie horizontal de cola para mantener el equilibrio estático. En cambio, en flujo turbulento, para ángulos de ataque crecientes, el momento crece a valores cercanos a cero, con lo que la estabilidad mejora.

En la curva inferior central, se muestra el coeficiente de sustentación respecto a la posición del centro de presión sobre el perfil, que el eje varia de 0 (extremo delantero del perfil) al 1 (extremo trasero del perfil). Esta curva tiene incisión puramente en el control de la aeronave, e incide en el cálculo del coeficiente de momento, por lo que no será evaluado en este trabajo. La última curva, la inferior derecha, muestra la relación entre los coeficientes de sustentación/resistencia y el ángulo de ataque. Dicha gráfica en el programa no muestra los resultados correctamente. Pese a esto, la gráfica es de la máxima importancia, y será evaluada posteriormente. Todas estas gráficas serán útiles, y necesarias, para realizar el estudio completo del ala, pero la comparación de los perfiles la realizaremos como se expone a continuación.

3. Diseño del ala

Una vez terminado el cálculo, debemos seleccionar el perfil que utilizaremos para diseñar el ala, pero para ello primero debemos diseñar el ala y asignarle un perfil. Realizaremos luego el análisis del comportamiento del ala, con sus coeficientes para ese primer perfil, y después cambiaremos el perfil asignado al ala, volviendo a analizar el comportamiento para dicha configuración, y así con el resto. Una vez hechos todos los análisis del ala con cada perfil, compararemos los resultados para escoger finalmente el perfil adecuado, según el valor de las curvas de operación.

La planta alar del avión será nuestro objetivo principal; el alcance de nuestro proyecto no incluye flaps, ni parte de cola o fuselaje, ni es requerido el análisis dinámico; tan solo debemos obtener las curvas para el ala, aunque finalmente diseñaremos el avión completo como aporte gráfico. La compañía UAV Factory proporciona gratuitamente en su página web algunas especificaciones de diseño del Penguin B, como puede verse en la Ilustración 13.

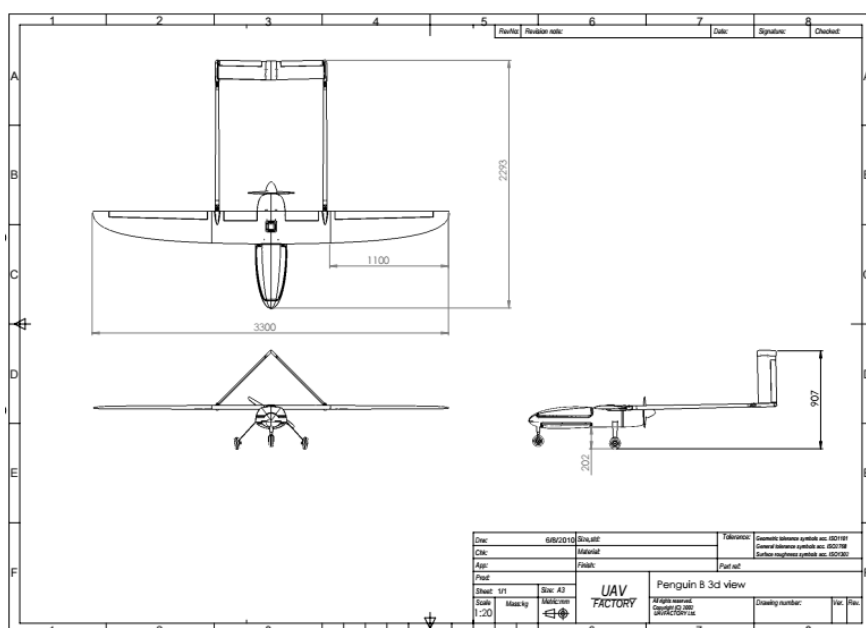


Ilustración 13: Planta, alzado y perfil del Penguin B. (Factory s.f.)

En el programa Xflr5 haremos uso de la herramienta de definir un ala. El programa no permite la introducción de forma sencilla de una geometría de ala semielíptica ni curva, por lo que diseñaremos el ala recta, aunque respetando las medidas de cuerda y longitud del ala del Penguin B. Incluiremos además unos alerones de punta de ala, o winglets, para aumentar considerablemente la relación sustentación/resistencia, al disminuir con esta geometría los vórtices de punta de ala que se generan en un ala sin winglets, por la diferencia de presión en el intradós y el extradós, y el aumento de resistencia consiguiente. Los datos de nuestro diseño pueden apreciarse en la Ilustración 14.

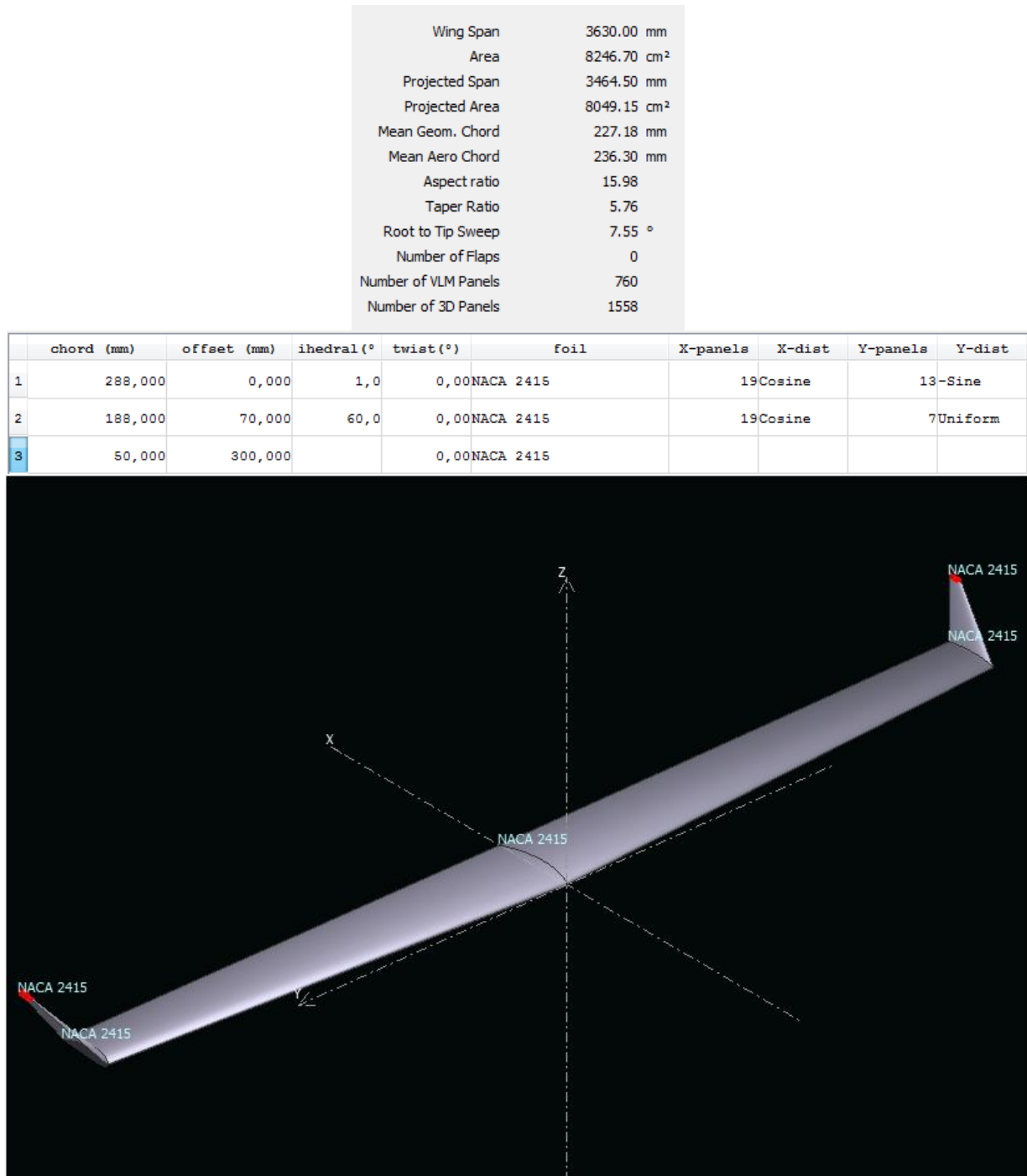


Ilustración 14: Datos geométricos del ala diseñada.

En la Ilustración 4 se muestran algunos parámetros de diseño importantes, como por ejemplo el Taper ratio, que es una relación entre la medida de la cuerda en el eje del ala y en la punta (se observa que el valor en el cuadro es de 5.76; este valor no es correcto, porque está considerando el alerón de punta de ala como parte misma del ala principal, lo cual es erróneo al considerar el Taper Ratio; su valor correcto sería 1.06); el Aspect Ratio, que es una medida de la esbeltez del ala, una relación entre la longitud del semiala y la cuerda máxima; o el diedro de 1 grado, muy ligero con el pensamiento de favorecer la estabilidad a vuelco.

Primeramente se ha seleccionado un perfil NACA 2415. Se analizarán ahora todos los perfiles para seleccionar el de mayor relación sustentación/resistencia frente al ángulo de ataque. Realizaremos un análisis para punto de vuelo fijo, que como habíamos seleccionado anteriormente es nuestra velocidad de crucero de 22 m/s, como se ilustra en la Ilustración 15. Es seleccionado el método de paneles en 3 dimensiones, y contando la viscosidad.

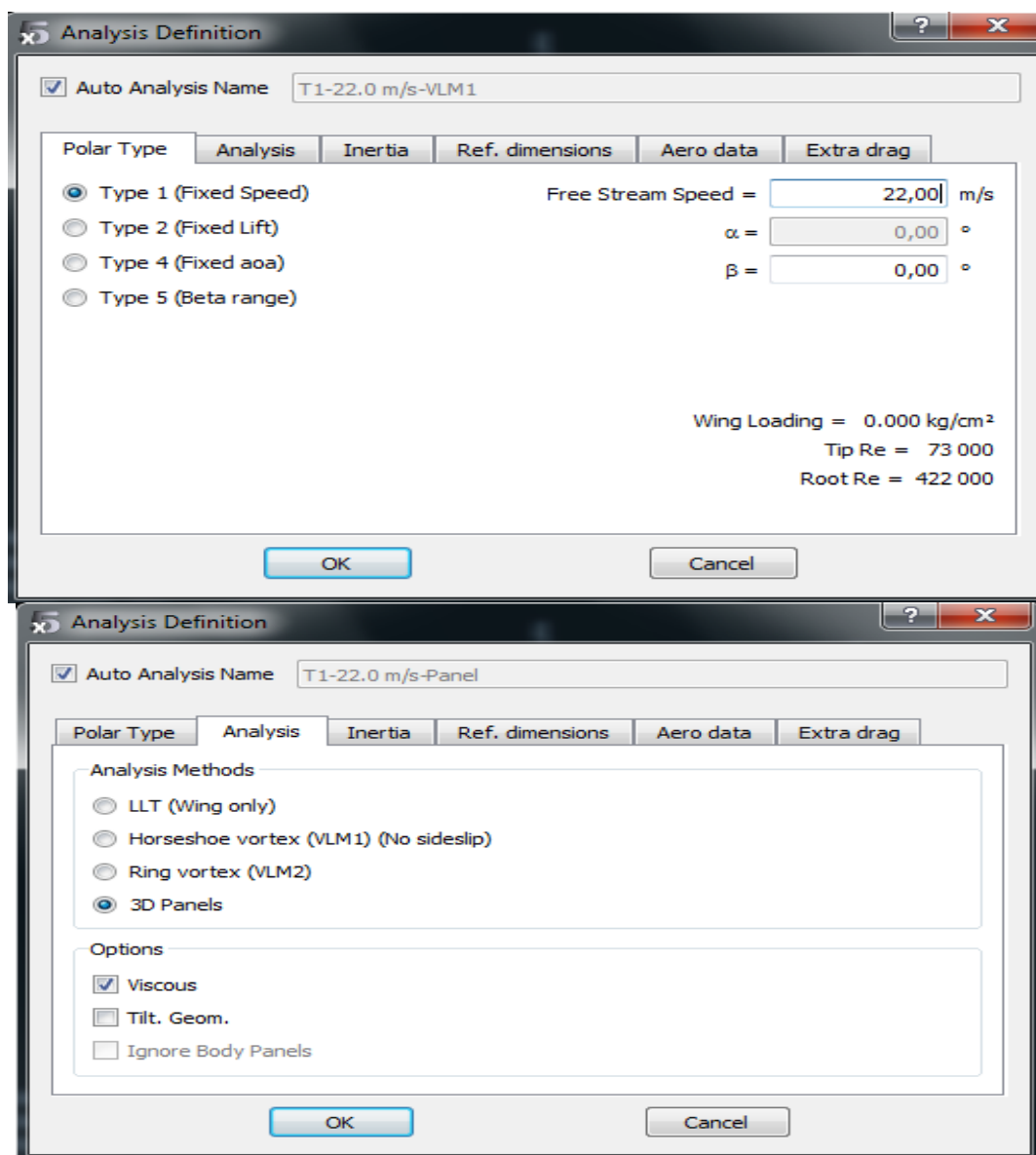


Ilustración 15: Definición del análisis por el método de paneles 3D y viscoso.

Ahora realizamos el análisis para un rango de ángulos de ataque, que seleccionaremos iguales a los que habíamos analizado en los perfiles, es decir, de 5 grados negativos a 15 positivos, como se muestra en la Ilustración 16.

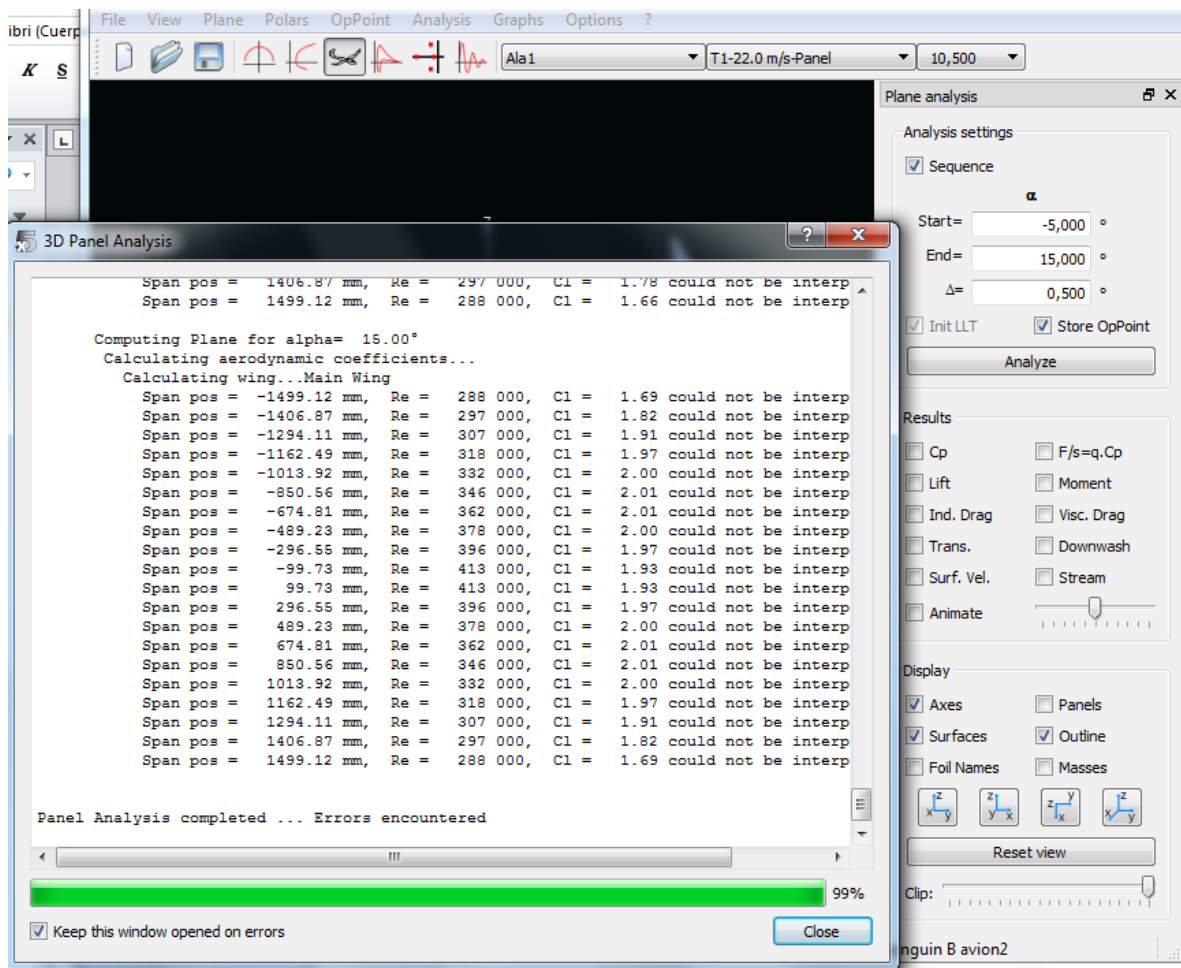


Ilustración 16: Análisis del ala con el primer perfil.

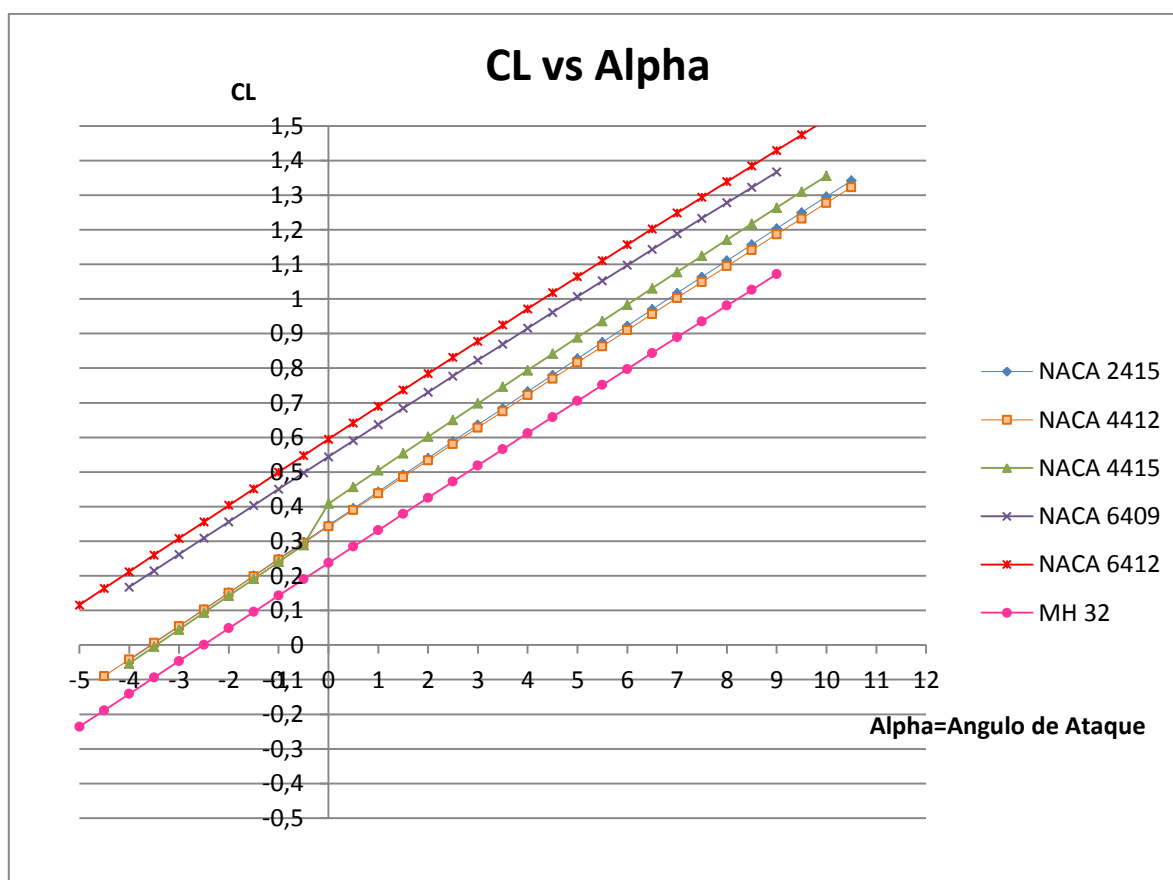
Como puede verse en la Ilustración superior, aparece un error, pese a lo cual el análisis es completado. Ese error indica que algunos puntos a determinados ángulos de ataque no son calculados, y esto es debido a la entrada en pérdida del ala a partir de dichos ángulos de ataque, por lo cual no arroja datos de esos puntos. A nosotros nos interesa un punto clásico de vuelo del avión, en el que irá a crucero, y para el cual debemos optimizar las cargas.

4. Elección del perfil del ala

Con el análisis ya realizado, extraemos los resultados de cada perfil en un Excel, para realizar las comparaciones entre el comportamiento del ala con diversos perfiles. En las Gráficas 1, 2 y 3 se muestran los resultados de los análisis del Ala para cada perfil. Para comparar los resultados de cada perfil realizamos diversas curvas; la del coeficiente de sustentación frente al ángulo de ataque;

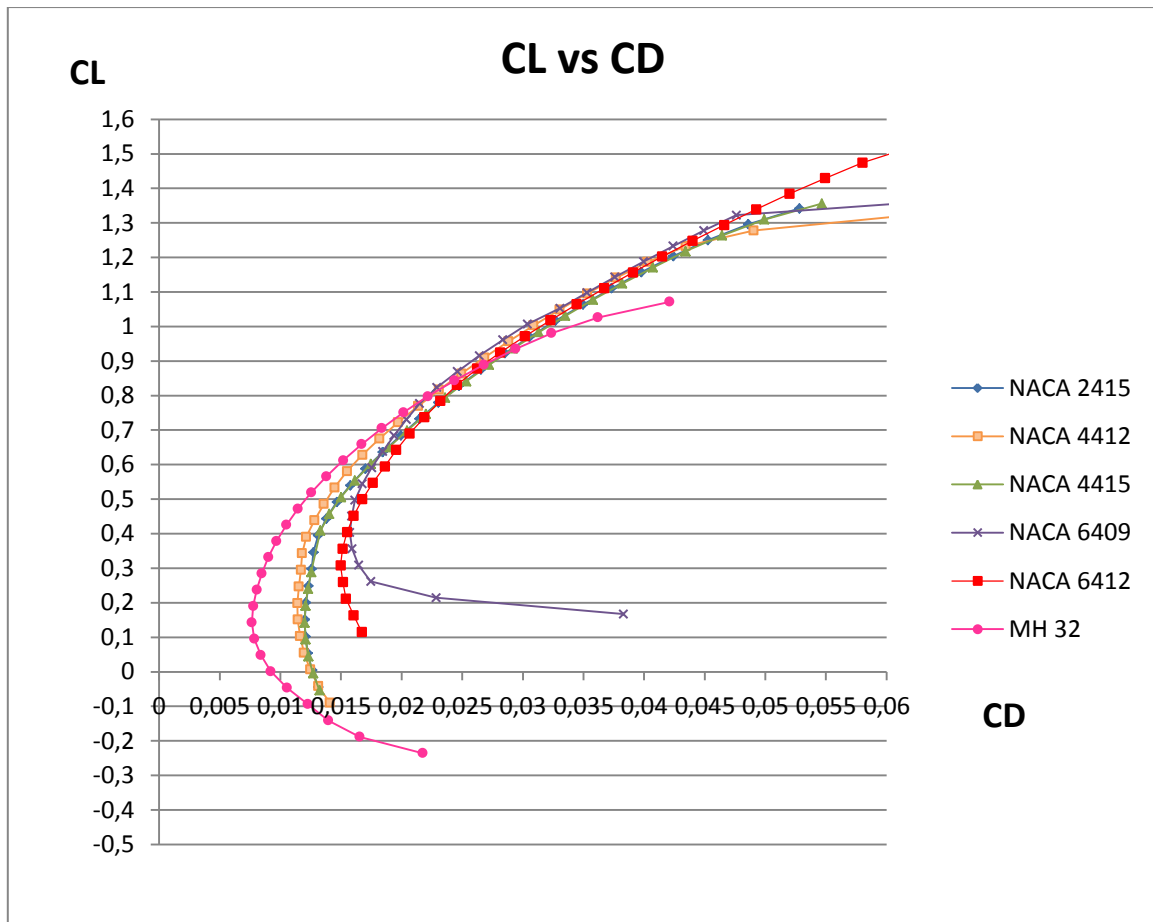
la del coeficiente de sustentación frente al de resistencia; y el del cociente de los coeficientes de sustentación elevado a 1,5/resistencia frente al ángulo de ataque.

En Gráfica 1 podemos ver una comparación entre los coeficientes de sustentación frente al ángulo de ataque de los perfiles estudiados. Como puede comprobarse, los perfiles de mayor coeficiente de sustentación respecto al ángulo de ataque son los NACA 6409 y NACA 6412, el de menor es el MH 32. Este dato es importante, ya que los perfiles con mayor sustentación serán capaces de volar a mayor altitud, además de tener capacidad de transportar mayor carga de pago para una misma velocidad de vuelo y altitud. Este solo hecho haría decantarse por el perfil NACA 6412 y desechar el MH 32 que realmente lleva el avión; sin embargo hay otros parámetros importantes a tener en cuenta.



Gráfica 1: relación entre los coeficientes de sustentación (CL) respecto al ángulo de ataque (angle of attack, AoA)

En la Gráfica 2 podemos comparar la sustentación con respecto a la resistencia de cada perfil. En este caso se puede ver que el perfil NH 32 es el que tiene una resistencia menor para una misma sustentación con respecto a los otros perfiles. Este parámetro es muy importante, ya que una minimización de la resistencia y una maximización de la sustentación permiten un rango (distancia a recorrer) y una duración de vuelo mayores, que en nuestro caso es un requisito de diseño crucial.



Gráfica 2: Relación entre los coeficientes de sustentación y el de resistencia (CL vs CD)

Nuestro parámetro clave en el diseño de la aeronave será la duración en vuelo máxima. La duración máxima de vuelo se consigue minimizando la potencia y el consumo de combustible. Esta potencia mínima puede obtenerse siguiendo el siguiente procedimiento matemático. (Technology s.f.) (F.Phillips 2010)

$$L = W \quad (4)$$

$$D = W * \frac{D}{L} = W * \frac{C_D}{C_L} \quad (5)$$

Donde:

L=Lift (sustentación)

D=Drag (Resistencia)

W=Weight (Peso)

A partir de lo cual se deriva que:

$$P = D * V \quad (6)$$

P=Potencia requerida para mantener velocidad constante de crucero.

$$L = C_L * \frac{1}{2} \rho v^2 * S \quad (7)$$

$$V = \sqrt{\frac{W}{\frac{1}{2} \rho v^2 * S}} \quad (8)$$

En el que finalmente:

$$P = \sqrt{\frac{W^3}{\frac{1}{2} \rho S}} * \frac{C_D}{C_L^{3/2}} \quad (9)$$

De lo que se deduce que la mínima potencia requerida se produce cuando la relación $C_L^{3/2}/C_D$ es máxima. Si tenemos en cuenta que:

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi * e * AR} \quad (10)$$

Donde:

C_{D0} =coeficiente de resistencia para cero sustentación

e =factor eficiencia de Oswald

AR =Aspect ratio (relación de aspecto)

Entonces:

$$\frac{d}{dC_L} * \left(\frac{C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi * e * AR}}{C_L^{3/2}} \right) = 0 \quad (11)$$

Resolviendo la ecuación anterior obtenemos que:

$$C_{L_{min power}} = \sqrt{3\pi e AR C_{D0}} \quad (12)$$

$$C_{D_{min power}} = 4 * C_{D0} \quad (13)$$

Y concluimos que:

$$\left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{\min power} = \sqrt{\frac{3\pi eAR}{16C_{D0}}} \quad (14)$$

Por tanto, la potencia mínima requerida, y el tiempo de vuelo máximo, se producen a un 76% de la resistencia mínima (a la cual se produce el máximo rango, distancia de vuelo). La relación entre la sustentación y resistencia correspondiente es de un 86,6% de la relación sustentación/resistencia máxima. Se puede representar en la Ilustración 17.

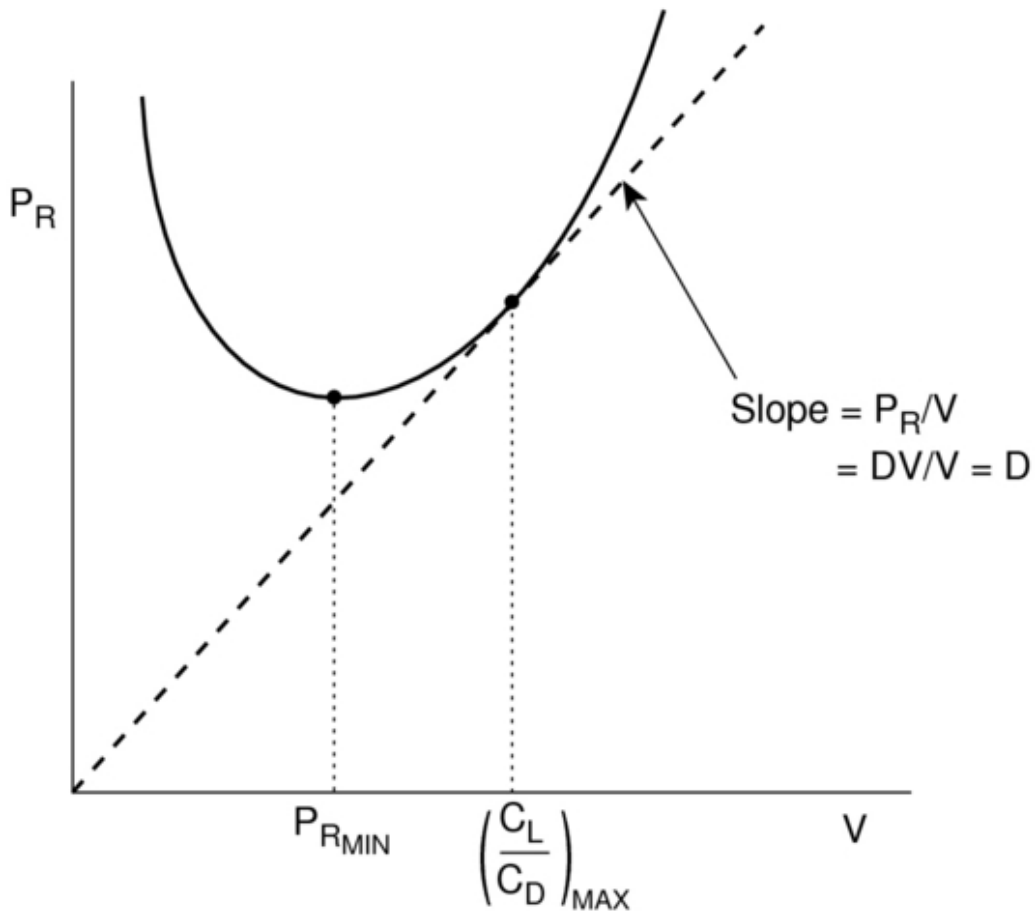
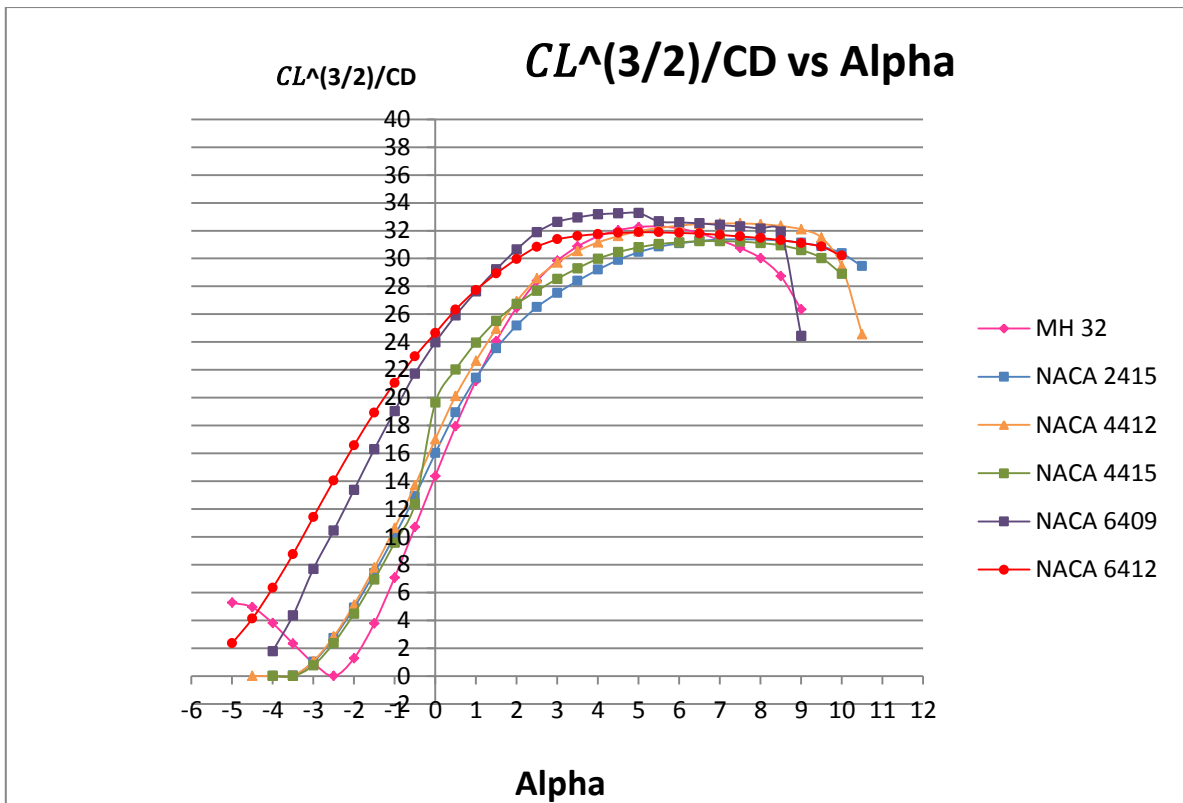
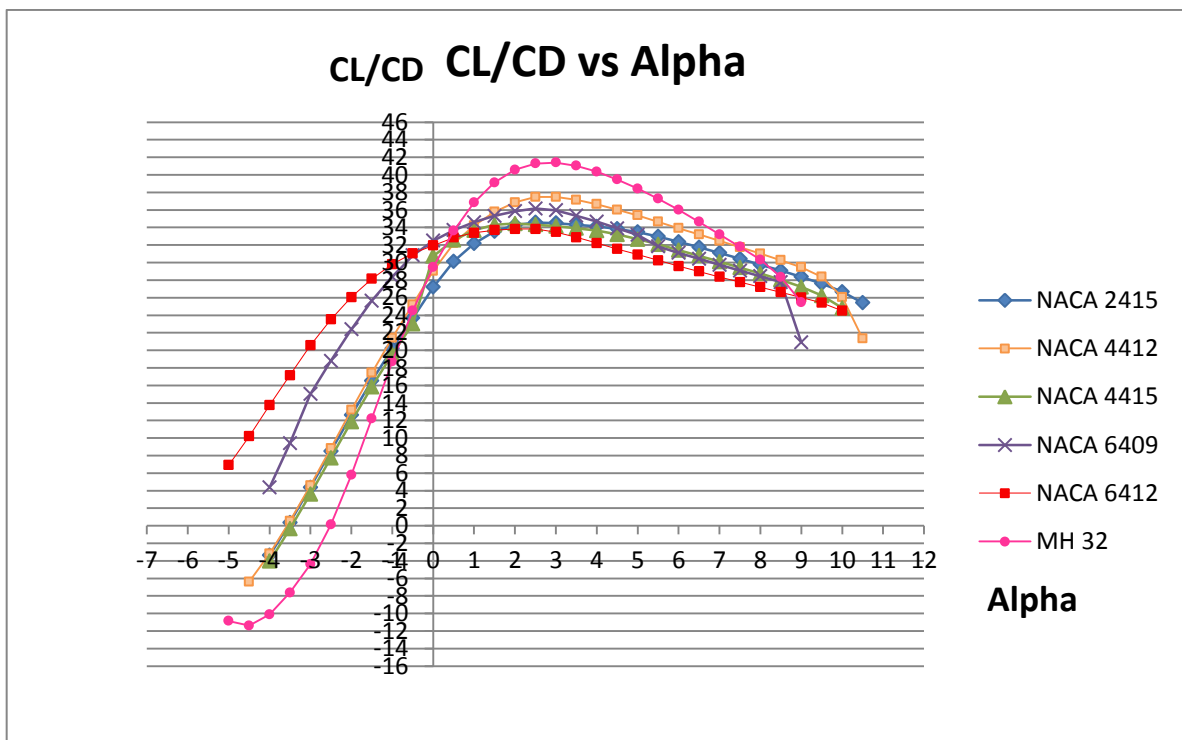


Ilustración 17: Relación la condición para máximo tiempo de vuelo y máximo rango.

En la Gráfica 3 realizamos la comparación de los distintos perfiles para la condición de máximo tiempo de vuelo, y por tanto mínima potencia requerida. Podemos comprobar que varios perfiles están cercanos entre sí para el punto de máximo $C_L^{\frac{3}{2}}/C_D$, en concreto tres, el MH 32, el NACA 6412 y el NACA 6409, para ángulos de ataque de entre 5 y 8 grados, que suele ser el rango de ángulos de ataque en los que vuelan en condición de crucero este tipo de UAVs. Para escoger finalmente nos fijaremos en la Gráfica 4.



Gráfica 3: Relación entre el máximo



Gráfica 4: Relación entre el cociente de los coeficientes de sustentación/resistencia y ángulo de ataque.

En la Gráfica 4 se aprecia que el NH 32 tiene características mucho mejores para máximo rango, es decir, máxima sustentación respecto a la resistencia para cada ángulo de ataque. Por esta razón, y por la mejor relación sustentación entre resistencia ilustrada en la Gráfica 2, a pesar de la menor sustentación respecto al ángulo de ataque, el perfil escogido es el MH 32.

5. Obtención de fuerzas aerodinámicas sobre el ala

Una vez seleccionado el perfil obtenemos el análisis del punto de operación del avión, ya con el perfil seleccionado, para el ángulo de ataque que escojamos. Primeramente realizamos el análisis para todo el rango de ángulos de ataque. Una vez completado el análisis, a pesar de no calcular los puntos en los que el avión ha entrado en pérdida, presentamos el punto de operación a 6 grados de ángulo de ataque, en el cual va a volar el avión en modo crucero, como se ilustra en la Ilustración 18.

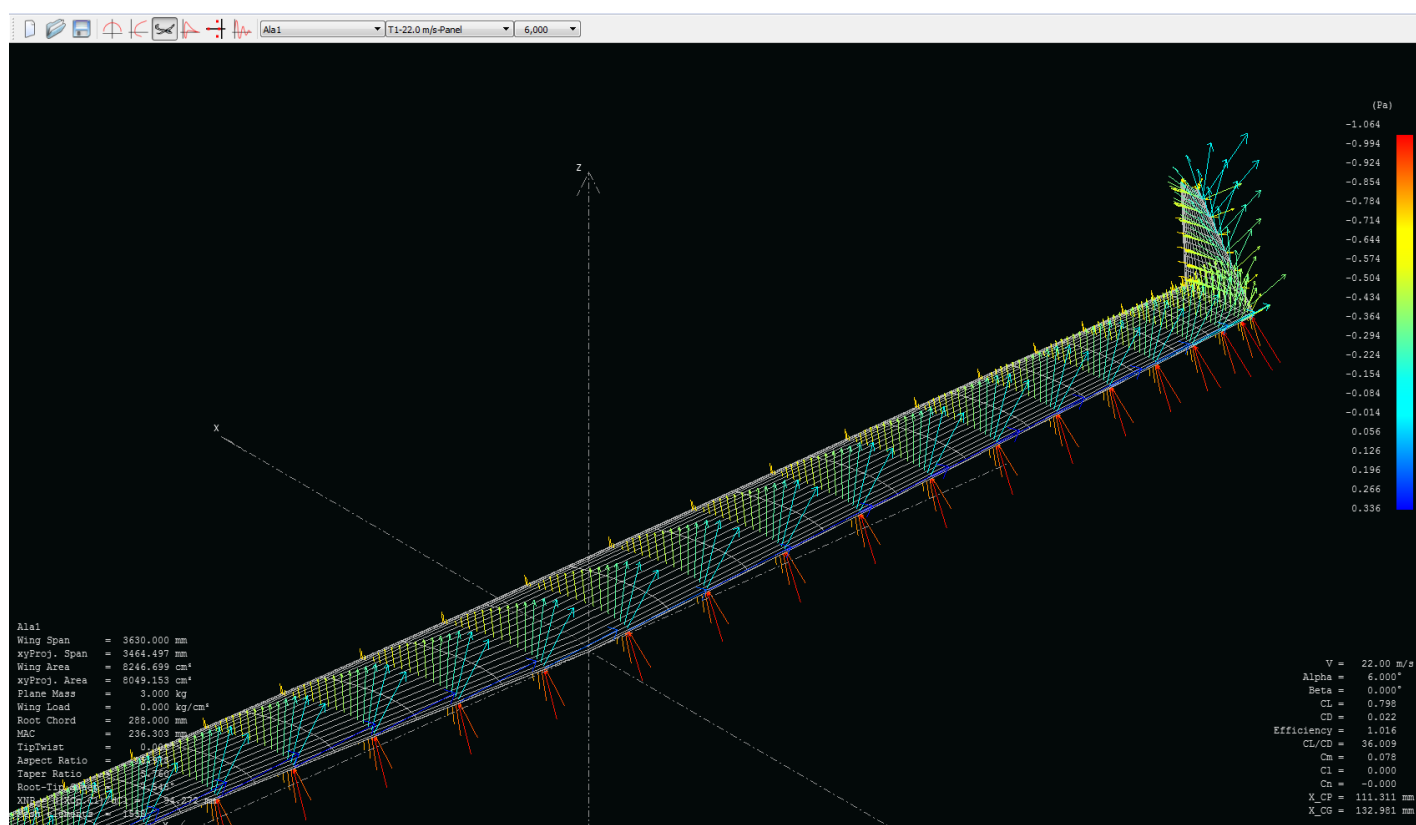


Ilustración 18: Fuerzas en cada Strip del ala para un ángulo de ataque de 6 grados.

En la Ilustración 18 podemos ver la fuerza aerodinámica de cada Strip (secciones del ala que sirven de cálculo para el método de paneles), que han sido distribuidas de mayor a menor tamaño desde la base a la punta automáticamente por el programa xflr5. Previamente se ha seleccionado la opción de que lo realice de este modo y no de forma uniforme en todo el ala. Se ha hecho de esta

manera ya que en la base la variación de sustentación con respecto a la envergadura varía en mucha menor medida que en la punta del ala, donde hay cambios más significativos en poca variación de envergadura. Esto se aprecia en la anterior Ilustración 18, así como en la Ilustración 19, donde se reproduce la sustentación a lo largo de toda la superficie alar, representada en la posición de 25% la medida de la cuerda.

La variación en la distribución de las secciones a lo largo del ala se realiza manejando las variables de X-distribution e Y-distribution, como se muestra en la Ilustración 20. En la Ilustración 20 se muestra marcada la opción de distribución uniforme, con la cual el tamaño de cada sección es la misma, para el ala, y para el winglet. La opción que se ha escogido para realizar el estudio es la distribución “coseno” en el eje X, y la distribución “-seno” en el eje Y, como se muestra en la Ilustración 21.

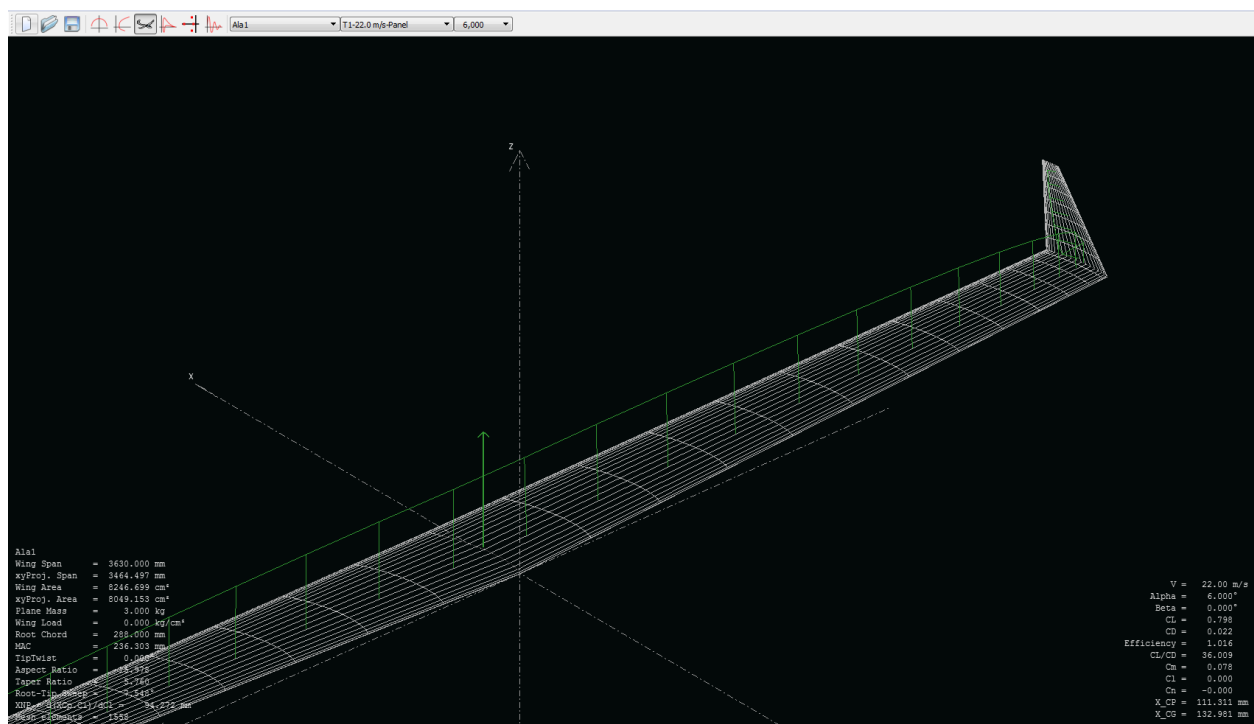


Ilustración 19: Variación de la sustentación con la envergadura a lo largo del ala.

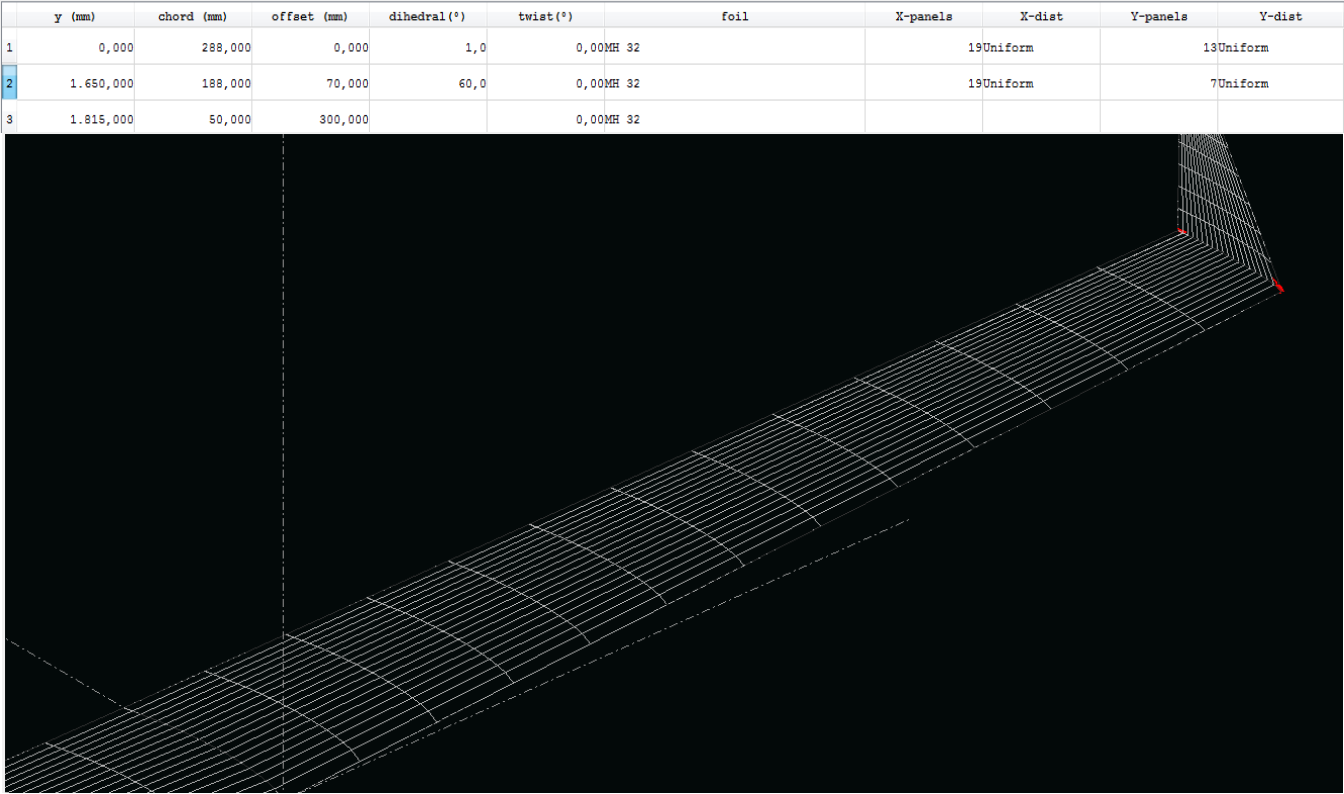


Ilustración 20: Distribución uniforme del tamaño de los paneles.

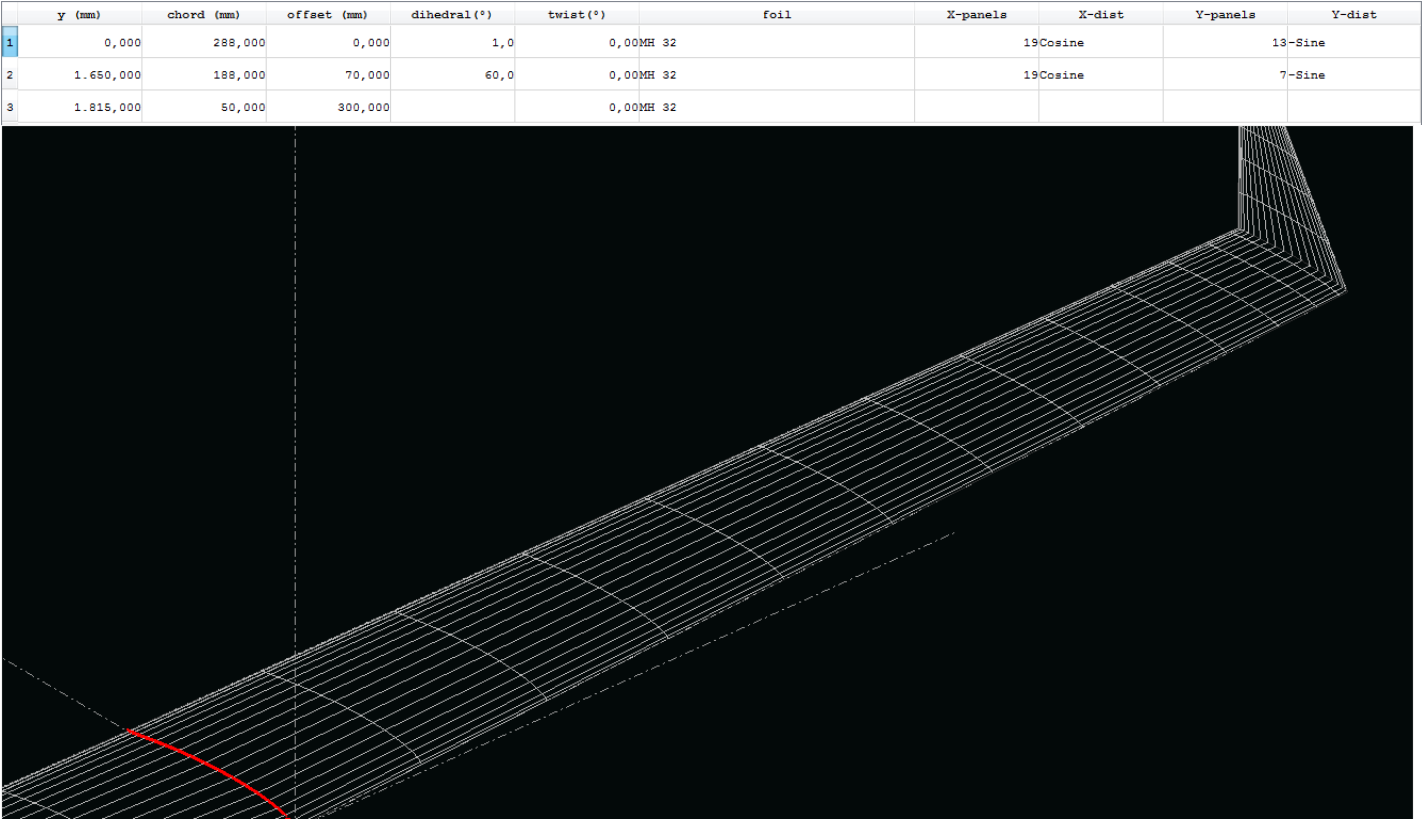


Ilustración 21: Distribución “coseno” en el eje X, y distribución “-seno” en el eje Y

En la Ilustración superior se aprecia que con la distribución “coseno” en el eje X, los paneles en el eje X se han colocado más juntos y de menor tamaño en los extremos delantero y trasero del ala, donde las variaciones de fuerzas con la posición son mayores y es necesaria mayor precisión. Con la distribución “-seno” en el eje Y las secciones del ala se colocan cercanas a las puntas y de menor tamaño, por la razón anteriormente comentada. Con la opción “seno” en el eje Y habría resultado a la inversa la distribución de secciones, con las de menor tamaño y más juntas más próximas al centro del ala, donde no es necesaria tanta precisión.

Una vez realizado el estudio del ala y fijando el punto de operación en un ángulo de ataque de 6 grados, exportamos los datos de fuerzas y coeficientes de cada panel en un Excel, para proceder al estudio de las fuerzas que se utilizarán para optimizar el ala. En la ilustración 22 se muestra el resultado de la exportación de los datos a un Excel.

Los primeros datos que se obtienen son los parámetros globales de operación, como la velocidad de crucero de 22 m/s; el ángulo de ataque de 6 grados; el coeficiente global de sustentación de 0,7955; el coeficiente global de resistencia de 0,022149; o la posición del centro de presiones, de coordenadas $X_{cp}=0,111311$, $Y_{cp}=0$ y $Z_{cp}=0,0023123$. Posteriormente se aporta el resultado del punto medio entre cada Strip, con el coeficiente parcial de sustentación C_l ; su posición en la envergadura y la cuerda media, apreciadas claramente en la Ilustración 18; o el coeficiente de momento parcial C_m y la posición en X del centro de presiones parcial.

| | A | B | C | D | E | F | G | H | I | J | K | L | M |
|----|---------|-----------|-----------|--------|----------|----------|-----------|-----------|------------|--------|--------|--------|---------|
| 1 | xfir5 | v6.13 | | | | | | | | | | | |
| 2 | | | | | | | | | | | | | |
| 3 | Ala1 | | | | | | | | | | | | |
| 4 | T1-22.0 | m/s-Panel | | | | | | | | | | | |
| 5 | QInf | = | 22 m/s | | | | | | | | | | |
| 6 | Alpha | = | 6 | | | | | | | | | | |
| 7 | Beta | = | 0.000~ | | | | | | | | | | |
| 8 | Phi | = | 0.000~ | | | | | | | | | | |
| 9 | Ctrl | = | 0 | | | | | | | | | | |
| 10 | CL | = | 0,797551 | | | | | | | | | | |
| 11 | Cy | = | 0 | | | | | | | | | | |
| 12 | Cd | = | 0,022149 | ICd | = | 0,012476 | PCd | = | 0,009673 | | | | |
| 13 | Cl | = | 1,71E-14 | | | | | | | | | | |
| 14 | Cm | = | 0,0782169 | | | | | | | | | | |
| 15 | ICn | = | 0 | PCn | = | 0 | | | | | | | |
| 16 | XCP | = | 0,111311 | YCP | = | 0 | ZCP | = | 0,023123 | | | | |
| 17 | XNP | = | 0 | | | | | | | | | | |
| 18 | Bending | = | 64,956596 | | | | | | | | | | |
| 19 | | | | | | | | | | | | | |
| 20 | Main | Wing | | | | | | | | | | | |
| 21 | | y-span | Chord | AI | Cl | PCd | ICd | CmGeom | CmAirf@cho | XTrtop | XTrBot | XCP | BM |
| 22 | | -1,8033 | 0,0599 | -0,438 | 0,28312 | 0,01775 | 0,013378 | -1,190283 | 0,020376 | 0,9149 | 1 | 0,2555 | 0 |
| 23 | | -1,7799 | 0,0796 | -0,083 | 0,309442 | 0,014396 | 0,007947 | -0,789775 | 0,008125 | 0,9047 | 1 | 0,2951 | 0,0055 |
| 24 | | -1,7566 | 0,0993 | 0,123 | 0,304524 | 0,012116 | 0,004884 | -0,491345 | 0,001329 | 0,9046 | 1 | 0,3117 | 0,0189 |
| 25 | | -1,7332 | 0,119 | 0,272 | 0,293463 | 0,010514 | 0,003653 | -0,295578 | -0,003326 | 0,9078 | 1 | 0,3226 | 0,0419 |
| 26 | | -1,7098 | 0,1387 | 0,442 | 0,280672 | 0,009423 | 0,003224 | -0,165288 | -0,008019 | 0,9043 | 1 | 0,3341 | 0,0761 |
| 27 | | -1,6865 | 0,1584 | 0,737 | 0,264224 | 0,008561 | 0,003236 | -0,077588 | -0,014298 | 0,9048 | 0,998 | 0,3509 | 0,1225 |
| 28 | | -1,6632 | 0,1781 | 1,822 | 0,214436 | 0,008034 | 0,003402 | -0,015984 | -0,016413 | 0,9028 | 0,9795 | 0,3693 | 0,1823 |
| 29 | | -1,6426 | 0,1884 | 0,968 | 0,36681 | 0,007408 | -0,009655 | -0,011239 | -0,06193 | 0,8363 | 1 | 0,3525 | 0,2282 |
| 30 | | -1,6187 | 0,1898 | -0,579 | 0,585504 | 0,007834 | 0,006688 | -0,000246 | -0,054646 | 0,6741 | 1 | 0,3351 | 0,2734 |
| 31 | | -1,5711 | 0,1927 | -1,066 | 0,665791 | 0,008354 | 0,012889 | 0,011705 | -0,050969 | 0,5931 | 1 | 0,322 | 0,4199 |
| 32 | | -1,5007 | 0,197 | -1,201 | 0,729071 | 0,008873 | 0,015571 | 0,022295 | -0,051287 | 0,5229 | 1 | 0,3166 | 0,7971 |
| 33 | | -1,4083 | 0,2026 | -1,128 | 0,777128 | 0,00934 | 0,015471 | 0,03324 | -0,052728 | 0,4622 | 1 | 0,3145 | 1,6157 |
| 34 | | -1,2954 | 0,2094 | -1,003 | 0,810155 | 0,009738 | 0,014286 | 0,045228 | -0,053827 | 0,4136 | 1 | 0,3132 | 3,1636 |
| 35 | | -1,1637 | 0,2174 | -0,899 | 0,831239 | 0,009969 | 0,013107 | 0,057864 | -0,054489 | 0,3796 | 1 | 0,3124 | 5,7915 |
| 36 | | -1,0149 | 0,2264 | -0,829 | 0,843291 | 0,010031 | 0,012247 | 0,070636 | -0,054797 | 0,359 | 1 | 0,3119 | 9,8889 |
| 37 | | -0,8514 | 0,2364 | -0,796 | 0,848693 | 0,009988 | 0,011829 | 0,083018 | -0,054917 | 0,3473 | 1 | 0,3116 | 15,8569 |
| 38 | | -0,6754 | 0,247 | -0,794 | 0,84866 | 0,009875 | 0,0118 | 0,094586 | -0,05489 | 0,3422 | 1 | 0,3116 | 24,075 |
| 39 | | -0,4896 | 0,2583 | -0,822 | 0,843653 | 0,009686 | 0,012137 | 0,104923 | -0,054747 | 0,3434 | 1 | 0,3118 | 34,8664 |
| 40 | | -0,2967 | 0,27 | -0,879 | 0,833099 | 0,009403 | 0,01281 | 0,113529 | -0,054503 | 0,352 | 1 | 0,3124 | 48,4607 |
| 41 | | -0,0995 | 0,282 | -0,962 | 0,8143 | 0,009009 | 0,013724 | 0,119389 | -0,054379 | 0,3713 | 1 | 0,3137 | 64,9566 |

| | A | B | C | D | E | F | G | H | I | J | K | L | M |
|----|-------|--------|--------------|--------------|----------|---------|----------|-----------|----------|---------|---|--------|---|
| 61 | | 1,8033 | 0,0599 | -0,438 | 0,28312 | 0,01775 | 0,013378 | -1,190283 | 0,020376 | 0,9149 | 1 | 0,2555 | 0 |
| 62 | | | | | | | | | | | | | |
| 63 | | | | | | | | | | | | | |
| 64 | Main | Wing | Cp | Coefficients | | | | | | | | | |
| 65 | | Panel | CtrlPt.x | CtrlPt.y | CtrlPt.z | Nx | Ny | Nz | Area | Cp | | | |
| 66 | Main | WingCp | Coefficients | | | | | | | | | | |
| 67 | Strip | 1 | | | | | | | | | | | |
| 68 | | 19 | 3,43E-01 | -1,73E+00 | 1,62E-01 | -0,011 | -0,869 | -0,495 | 9,63E-06 | 0,0812 | | | |
| 69 | | 20 | 3,42E-01 | -1,73E+00 | 1,62E-01 | -0,003 | -0,867 | -0,498 | 2,86E-05 | 0,0741 | | | |
| 70 | | 21 | 3,41E-01 | -1,73E+00 | 1,62E-01 | 0,005 | -0,864 | -0,503 | 4,68E-05 | 0,0632 | | | |
| 71 | | 22 | 3,39E-01 | -1,73E+00 | 1,62E-01 | 0,014 | -0,862 | -0,507 | 6,37E-05 | 0,0522 | | | |
| 72 | | 23 | 3,35E-01 | -1,73E+00 | 1,61E-01 | 0,024 | -0,858 | -0,513 | 7,89E-05 | 0,0392 | | | |
| 73 | | 24 | 3,32E-01 | -1,73E+00 | 1,61E-01 | 0,031 | -0,856 | -0,517 | 9,19E-05 | 0,0257 | | | |
| 74 | | 25 | 3,28E-01 | -1,73E+00 | 1,61E-01 | 0,036 | -0,854 | -0,52 | 1,03E-04 | 0,0146 | | | |
| 75 | | 26 | 3,23E-01 | -1,73E+00 | 1,61E-01 | 0,039 | -0,852 | -0,522 | 1,10E-04 | 0,0079 | | | |
| 76 | | 27 | 3,18E-01 | -1,73E+00 | 1,61E-01 | 0,039 | -0,852 | -0,522 | 1,15E-04 | 0,0069 | | | |
| 77 | | 28 | 3,14E-01 | -1,73E+00 | 1,61E-01 | 0,038 | -0,853 | -0,521 | 1,17E-04 | 0,0121 | | | |
| 78 | | 29 | 3,09E-01 | -1,73E+00 | 1,61E-01 | 0,034 | -0,855 | -0,518 | 1,16E-04 | 0,024 | | | |
| 79 | | 30 | 3,04E-01 | -1,73E+00 | 1,61E-01 | 0,028 | -0,858 | -0,512 | 1,11E-04 | 0,0423 | | | |
| 80 | | 31 | 2,99E-01 | -1,73E+00 | 1,61E-01 | 0,016 | -0,865 | -0,501 | 1,04E-04 | 0,0666 | | | |
| 81 | | 32 | 2,95E-01 | -1,73E+00 | 1,61E-01 | 0 | -0,875 | -0,484 | 9,33E-05 | 0,0972 | | | |
| 82 | | 33 | 2,92E-01 | -1,73E+00 | 1,61E-01 | -0,028 | -0,891 | -0,453 | 8,05E-05 | 0,1349 | | | |
| 83 | | 34 | 2,89E-01 | -1,73E+00 | 1,61E-01 | -0,072 | -0,913 | -0,4 | 6,59E-05 | 0,177 | | | |
| 84 | | 35 | 2,86E-01 | -1,73E+00 | 1,61E-01 | -0,138 | -0,939 | -0,314 | 4,99E-05 | 0,1945 | | | |
| 85 | | 36 | 2,85E-01 | -1,73E+00 | 1,61E-01 | -0,263 | -0,956 | -0,127 | 3,40E-05 | -0,0204 | | | |
| 86 | | 37 | 2,84E-01 | -1,73E+00 | 1,61E-01 | -0,464 | -0,848 | 0,256 | 1,84E-05 | -0,7306 | | | |
| 87 | | 38 | 2,84E-01 | -1,73E+00 | 1,62E-01 | -0,558 | -0,145 | 0,817 | 2,52E-05 | -1,8497 | | | |
| 88 | | 39 | 2,85E-01 | -1,73E+00 | 1,62E-01 | -0,458 | 0,204 | 0,865 | 4,10E-05 | -1,7075 | | | |
| 89 | | 40 | 2,86E-01 | -1,73E+00 | 1,63E-01 | -0,342 | 0,446 | 0,827 | 5,34E-05 | -1,5444 | | | |
| 90 | | 41 | 2,89E-01 | -1,72E+00 | 1,63E-01 | -0,237 | 0,605 | 0,76 | 6,56E-05 | -1,3277 | | | |
| 91 | | 42 | 2,92E-01 | -1,72E+00 | 1,63E-01 | -0,156 | 0,702 | 0,695 | 7,77E-05 | -1,1035 | | | |
| 92 | | 43 | 2,95E-01 | -1,72E+00 | 1,64E-01 | -0,094 | 0,764 | 0,639 | 8,88E-05 | -0,9107 | | | |
| 93 | | 44 | 2,99E-01 | -1,72E+00 | 1,64E-01 | -0,045 | 0,805 | 0,592 | 9,82E-05 | -0,7459 | | | |
| 94 | | 45 | 3,04E-01 | -1,72E+00 | 1,64E-01 | -0,001 | 0,835 | 0,55 | 1,06E-04 | -0,5978 | | | |
| 95 | | 46 | 3,09E-01 | -1,72E+00 | 1,64E-01 | 0,031 | 0,854 | 0,519 | 1,11E-04 | -0,4719 | | | |
| 96 | | 47 | 3,14E-01 | -1,72E+00 | 1,64E-01 | 0,059 | 0,868 | 0,493 | 1,13E-04 | -0,3715 | | | |
| 97 | | 48 | 3,18E-01 | -1,72E+00 | 1,64E-01 | 0,084 | 0,878 | 0,471 | 1,12E-04 | -0,2876 | | | |
| 98 | | 49 | 3,23E-01 | -1,72E+00 | 1,63E-01 | 0,104 | 0,885 | 0,454 | 1,09E-04 | -0,2179 | | | |
| 99 | | 50 | 3,28E-01 | -1,72E+00 | 1,63E-01 | 0,126 | 0,891 | 0,436 | 1,02E-04 | -0,1516 | | | |

Ilustración 22: Datos del punto de operación obtenidos del estudio del método de paneles computacional.

Optimización Estructural de la plataforma alar:

1. Introducción:

En este punto debe de decidirse la geometría sobre la cual se va a realizar la optimización estructural. Esta geometría será relativamente simple comparada con la de un avión comercial, independientemente de su tamaño. En un avión que no sea UAV, la complejidad de todos los sistemas (combustible, hidráulica, superficies de control complejas, electrónica, etc) demanda una sofisticación de cada pieza y unos costes computacionales tan grandes que es preciso un equipo entero de ingenieros para llevar a cabo dicha tarea con el nivel exigido de calidad, y sobre todo de seguridad. En un avión UAV toda esta complejidad desaparece, además del hecho de minimizar el estudio sobre seguridad, ya que no hay personal a bordo que pueda sufrir daños y un fallo estructural no supone más que una pérdida material del avión. A pesar de todo deben de cumplirse unos mínimos requisitos de seguridad de uso para fallos en momentos críticos o accidentes como el impacto en una persona o propiedad por un fallo estructural.

Para llevar a cabo este análisis simplificaremos la estructura interna en componentes sencillos, (despreciando la parte del alerón de punta de ala, que tendremos en cuenta como una carga puntual estimando su peso) como son unas costillas en la sección del ala para soportar la carga cortante y a compresión en la dirección vertical de la sección, y unos largueros simples que soporten el momento torsor y flector del ala. Al realizar el análisis por el método de paneles del xflr5 el ala principal se ha dividido en 13 secciones o Strips. Colocaremos nuestras costillas en los intermedios de las secciones, según las cargas que vayan a soportar. Primeramente colocaremos una costilla (Costilla 1) en la base de la primera Strip (el centro del ala total); la Costilla 2 entre las Strips 1 y 2; la Costilla 3 entre las Strips 2 y 3, de forma que en la base del ala, donde las cargas son mayores, haya mayor número de costillas que en el extremo; la Costilla 4 entre las Strips 4 y 5, en la cual habrá más carga, como se verá posteriormente; la Costilla 5 entre las Strips 6 y 7; la Costilla 6 entre las Strips 8 y 9; y la Costilla 7 cerrando entre las Strips 11 y 12, dejando las pequeñas Strips 12 y 13 para la junta con el alerón de punta de ala.

En la Ilustración 23 inferior pueden apreciarse las 7 costillas, definidas por el perfil aerodinámico escogido, el MH 32, sin las partes delantera y trasera, donde pueden localizarse superficies de control y los largueros de torsión. En un avión corriente el cajón de torsión está formado por las costillas, que soportan las cargas de compresión verticales y longitudinales y el cortante en el plano la sección del ala; y unos larguerillos que soportan las cargas de torsión y flexión en las tres direcciones. Los esfuerzos de tracción y compresión en el ala son soportados por las pieles, por lo cual no serán analizadas las cargas a compresión ni a cortante en el cajón de torsión, como se explicará en su lugar.

Nuestro objetivo será, según los resultados del análisis por el método de elementos finitos computacional, la optimización estructural de las costillas, minimizando el peso para una misma deformación umbral que no deberá sobrepasar.

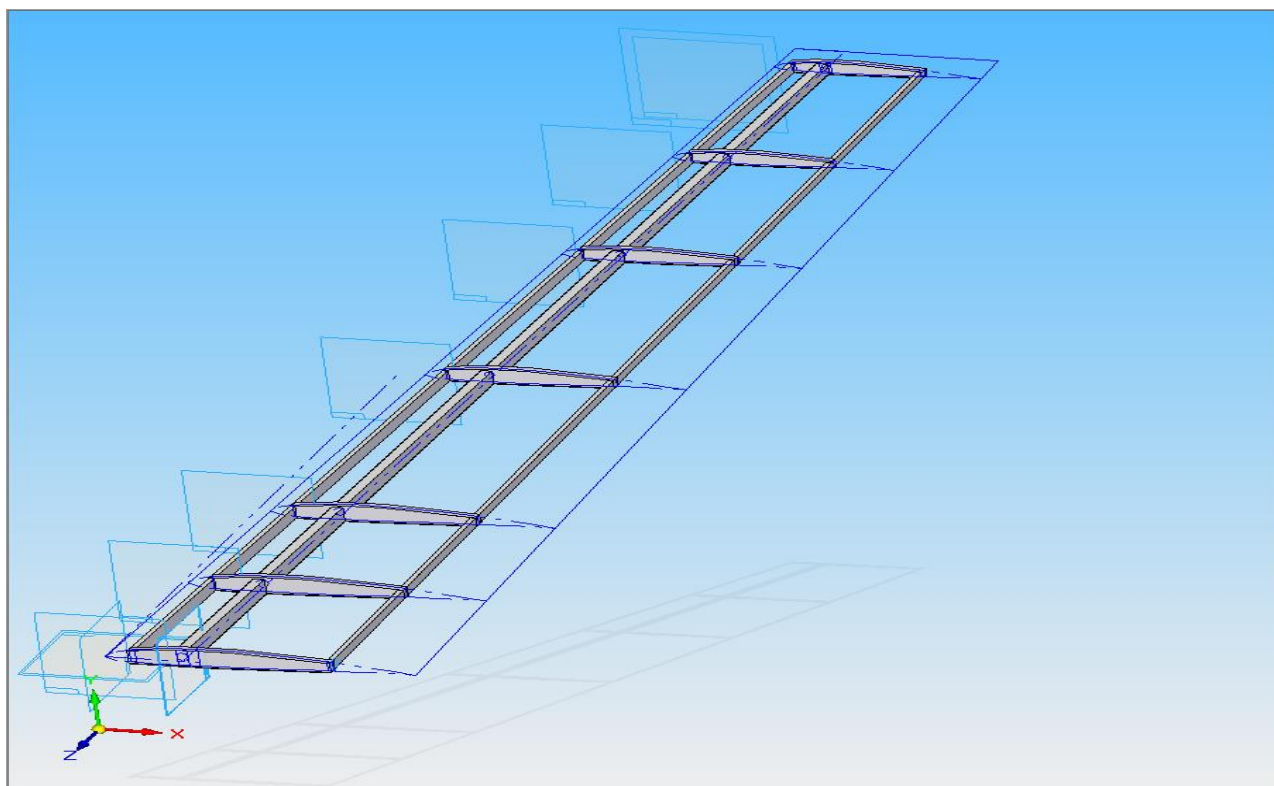


Ilustración 23: Estructura interna del semiala del avión UAV, con las costillas y los largueros de torsión.

2. **Elección del material** (Mouritz 2012)

Se realizará un estudio comparativo sobre diversos materiales para resolver cual será el escogido para la fabricación y estudio estructural del avión UAV.

Los materiales de los componentes destinados a funciones estructurales en el campo de la aeronáutica requieren de un bajo coste; disponibilidad comercial; facilidad de producción y métodos de producción rápidos y de bajo coste; baja densidad para estructuras ligeras; buenas propiedades mecánicas, como un alto módulo de elasticidad y una elevada tensión de fluencia y última; resistencia al daño, con una ductilidad para resistir el crecimiento de las grietas, resistencia contra impacto de aves y otros objetos; buen comportamiento ambiental, con resistencia a la corrosión, oxidación, baja absorción de humedad, resistencia al desgaste y la erosión, a la radiación; buenas propiedades térmicas, como estabilidad a altas temperaturas, reblandecimiento a muy altas temperaturas (para facilitar la manufactura), bajo coeficiente de expansión, no inflamabilidad, baja toxicidad en caso de incendio; y buenas propiedades eléctricas y magnéticas, como una alta conductividad eléctrica, transparencia al radar o propiedades de absorción de radar para aplicaciones militares.

Varios materiales pueden ser aplicables en nuestra estructura del ala. Para las pieles, que no serán analizadas en nuestro caso, los materiales más utilizados son aleaciones de Aluminio, Titanio, fibra de carbono o fibra de vidrio, y para aeromodelismo en ocasiones madera. Para las costillas y larguerillos (largueros en nuestro caso), los materiales usados suelen ser los mismos, a excepción de la fibra de carbono para aviones grandes, debido a la complejidad de manufactura para piezas de esa complejidad. Una breve explicación de cada material junto con los ejemplos más característicos, además de una comparación numérica, ayudará a escoger el material más idóneo para la estructura de la plataforma alar del UAV.

El Aluminio ha sido un material estructural importante desde la década de 1930, en la que la búsqueda de materiales más resistentes y ligeros, capaces de resistir altas velocidades y alturas de vuelo de los aviones, supuso la adopción de este material en sustitución del metal y la madera. Actualmente es usado ampliamente en Aeronáutica, conformando el mayor porcentaje del peso de todas las aeronaves existentes hasta la fecha, aunque cediendo terreno en los últimos tiempos frente a los materiales compuestos de fibra de carbono. Es un material popular por varias razones, entre las que se encuentran su moderado coste, facilidad de fabricación, baja densidad (alrededor de $2,7 \text{ g/cm}^3$), alta dureza específica, buena ductilidad, resistencia al daño y a la fatiga y un buen control de las propiedades mediante procesos mecánicos y térmicos. Por el contrario, algunas características del Aluminio no son positivas, como pueden ser sus bajas propiedades mecánicas a moderadas temperaturas (reblandecimiento a 150°C), susceptibilidad a la corrosión por agrietamiento, corrosión al contacto con materiales compuestos de fibra de carbono y que las aleaciones endurecidas por envejecimiento no pueden ser fácilmente soldadas.

Hay varios tipos de aleaciones del Aluminio con otras sustancias, identificados numéricamente según una serie de números. La serie 1000 contiene compuestos de un 99% de pureza del Aluminio; la serie 2000 la conforman las aleaciones del Aluminio con el Cobre; la serie 3000 es la aleación del Aluminio con el Manganeseo; la serie 4000 con el Silicio; la serie 5000 con el Magnesio; la serie 6000 con el Magnesio y el Silicio; la serie 7000 con el Zinc; y la 8000 con sustancias varias, como el Litio. Los más utilizados son las series 2000, 6000, 7000 y 8000, debido a que son los compuestos que admiten tratamientos térmicos de endurecimiento por envejecimiento, imprescindibles para unas propiedades mecánicas adecuadas para aplicaciones aeronáuticas. La serie 6000 sin embargo es raramente utilizada, usualmente en piezas no estructurales, como tanques de combustible o conductos, debido a su baja dureza a la fractura. La serie 8000 tampoco es muy utilizada, siendo la variable más común la aleación Aluminio con Litio, que reduce la densidad del compuesto aumentando así mismo el módulo de elasticidad y la tensión de rotura. A pesar de esta propiedad, los compuestos con un porcentaje de Litio mayor a 3% no son muy utilizados por sus malas características de endurecimiento.

La serie 2000 es ampliamente utilizada, debido a su bajo coste y gran dureza por los precipitados de Cobre en la estructura interna de la aleación. A pesar de que es ampliamente utilizada, tan solo unos cuantos compuestos son válidos para este tipo de aplicaciones. En la Tabla 3 se muestran los más característicos.

| Aleación | Tratamiento | Tensión de fluencia (MPa) | Tensión de rotura (MPa) | Elongación (%) |
|----------|-------------|---------------------------|-------------------------|----------------|
| 2017 | T4 | 275 | 425 | 22 |
| 2018 | T61 | 320 | 420 | 12 |
| 2024 | T4 | 325 | 470 | 20 |
| 2024 | T6 | 385 | 475 | 10 |
| 2024 | T8 | 450 | 480 | 6 |
| 2025 | T6 | 255 | 400 | 19 |
| 2048 | T85 | 440 | 480 | 10 |
| 2117 | T4 | 165 | 300 | 27 |
| 2124 | T8 | 440 | 480 | 6 |

Tabla 3: Selección de compuestos de la serie 2000 de aleaciones del aluminio

La serie 7000, junto a la serie 2000, también es ampliamente utilizada en aplicaciones aeronáuticas. Están formados por aleaciones de Cobre y Zinc, siendo el porcentaje de Zinc 3 ó 4 veces mayor que el del cobre. En general tienen mayor dureza que los compuestos de la serie 2000, y son utilizados en componentes sometidos a mayores cargas que en los que se aplica la serie 2000, como las superficies superiores del ala, larguerillos y costillas, marco del fuselaje, campanas de presión o repartidores de carga. En la Tabla 4 se muestra una selección de los más significativos.

| Aleación | Tratamiento | Tensión de fluencia (MPa) | Tensión de rotura (MPa) | Elongación (%) |
|----------|-------------|---------------------------|-------------------------|----------------|
| 7049 | T73 | 470 | 530 | 11 |
| 7050 | T736 | 510 | 550 | 11 |
| 7075 | T6 | 500 | 570 | 11 |
| 7075 | T73 | 430 | 550 | 13 |
| 7075 | T76 | 470 | 540 | 12 |
| 7079 | T6 | 470 | 540 | 14 |
| 7090 | T7E71 | 580 | 620 | 9 |
| 7091 | T7E69 | 545 | 590 | 11 |
| 7178 | T6 | 540 | 610 | 10 |
| 7475 | T651 | 560 | 590 | 12 |

Tabla 4: Selección de compuestos de la serie 7000 de aleaciones de aluminio.

Las aleaciones de Titanio son comúnmente usadas en las estructuras del fuselaje, componentes del tren de aterrizaje y componentes de los motores turborreactores por su combinación única de buenas propiedades; densidad moderada, alta resistencia, larga vida de fatiga, dureza a la fractura, resistencia a la deformación por fluencia lenta y excelentes propiedades de resistencia a la corrosión y oxidación. Además, mantienen una alta resistencia y baja deformación a altas temperaturas, razón por la cual las aleaciones de Titanio son ampliamente usadas en aviones supersónicos, donde la temperatura de la estructura puede sobrepasar los 500°C, manteniendo sus propiedades mecánicas.

Al igual que el Aluminio, las aleaciones de Titanio cuentan con ventajas e inconvenientes. La rigidez de las aleaciones del aluminio es ligeramente menor que otros materiales Aeroespaciales; la resistencia de las aleaciones de Titanio varía considerablemente entre compuestos, ya que es muy dependiente de la composición y del tratamiento térmico; y por otro lado la densidad es ligeramente superior al del Aluminio o la fibra de carbono-epoxy; tiene un alto coste que varía mucho con las fluctuaciones del mercado; y es difícil de manufacturar, requiriendo sofisticados procedimientos, como el corte asistido por láser. A pesar de esto, la resistencia específica de los compuestos de Titanio es superior a la del resto de materiales (salvo de la fibra de carbono-epoxy), y por esta razón son usados en estructuras que requieren soportar altas cargas, como componentes del fuselaje, compartimento de carga y cajones de torsión del ala.

Hay varios tipos de aleaciones de Titanio, conocidas como Titanio Puro, Titanio Alpha (α -Titanio), Titanio Beta (β -Titanio), y Titanio alpha-beta ($\alpha+\beta$ -Titanio). La Alpha y la Beta hacen mención de las distintas fases de los compuestos con los que está mezclado el Titanio en el proceso de solidificación. El Titanio Puro es una aleación de Titanio que contiene más de un 99% de Titanio, tiene una resistencia moderada y no es adecuado para su uso en estructuras aeronáuticas. El Titanio Alpha se subdivide en dos tipos; super-alpha y bajo-alpha. Los super-alpha contienen un gran porcentaje de elementos alpha estabilizadores (más de un 5% del peso), y están formados íntegramente por granos alpha-Titanio. Los bajo-alpha contienen un alto porcentaje de elementos alpha-estabilizadores con un pequeño porcentaje de beta-estabilizadores (menos de un 2% del peso). Las aleaciones bajo-alpha tienen resistencias más altas que los super-alpha, además de excelentes propiedades térmicas y de resistencia a fluencia lenta, razón por la cual son más utilizados. Las aleaciones de Titanio-Beta se producen por la adición de beta-estabilizadores, y su resistencia y resistencia a fatiga son superiores ligeramente a los Titanio-Alpha, a pesar de lo cual su utilización es mucho menor por sus malas propiedades de resistencia a fluencia lenta. Los Titanios alpha-beta son el grupo más importante de compuestos ya que tienen excelentes propiedades de resistencia a fluencia lenta a altas temperaturas, buena ductilidad y dureza y alta resistencia y resistencia a la fatiga. Las propiedades de varias Aleaciones selectas se representan en la Tabla 5.

| Tipo de aleación | Composición | Módulo de Young | 0,2% de la fluencia | Tensión última |
|------------------|-----------------------------------|-----------------|---------------------|----------------|
| Super-alpha | Ti-5Al-2,5Sn (IMI317) | 103 | 760 | 790 |
| Bajo-alpha | Ti-5,8Al-4Sn-3,5Zr-0,7Nb (IMI834) | 120 | 910 | 1030 |
| | Ti-6Al-4Zr-2Mo (IMI685) | 115 | 960 | 1030 |
| Beta | Ti-13V-11Cr-3Al (SR-71 Blackbird) | 103 | 1200 | 1280 |
| | Ti-10V-2Fe-3Al | 103 | 1250 | 1320 |
| | Ti-15V-3Al-3Cr-3Sn | 103 | 966 | 1000 |
| Alpha-beta | Ti-6Al-4V (IMI318) | 114 | 830 | 900 |
| | Ti-6Al-2Sn-4Zr-6Mo | 114 | 1100 | 1170 |
| | Ti-6Al-2Sn-2Zr-4Mo-4Cr | 114 | 1055 | 1125 |
| | Ti-10V-2Fe-3Al | 103 | 1100 | 1170 |
| | Ti-2Al-2Sn-4Mo-0,5Si | 114 | 1000 | 1100 |
| | Ti-6Al-6V-2Sn | 114 | 1170 | 1275 |

Tabla 5: Selección de compuestos de aleaciones de Titanio

Los materiales compuestos con aplicaciones aeronáuticas se producen en dos tipos: laminados y estructuras sándwich. Los laminados consisten en múltiples capas de fibras y resinas, llamadas láminas, que se unen en un material sólido. Las propiedades resistentes de la lámina en la dirección de las fibras de dicha lámina son muy superiores respecto a la dirección perpendicular en el mismo plano; por estas propiedades anisotrópicas se combinan láminas con distintas orientaciones, con el fin de mejorar el comportamiento global del material frente a cargas de diversas direcciones. Los laminados de fibra de carbono son ampliamente utilizados en estructuras aeronáuticas. Los compuestos sándwich consisten en finos laminados (llamados pieles y usualmente de fibra de carbono) unidos a un núcleo grueso ligero, usualmente Aluminio. Las estructuras sándwich son usadas en estructuras ligeramente cargadas que requieren una gran resistencia a flexión. Los materiales compuestos más comunes son la fibra de carbono, la fibra de vidrio y las fibras de Aramida, y la resina más común el epoxy.

Lo que comúnmente se conoce como fibra de carbono en materiales, es un compuesto formado por unas fibras de carbono y una matriz compuesta por epoxy u otra resina, siendo aquella la más común. Las fibras de carbono (grafito) son unos filamentos muy fuertes, resistentes y ligeros, además de contar con excelentes propiedades de resistencia a la fatiga y corrosión. Pueden llegar a ser cinco veces más resistentes que un metal como el Aluminio y cinco veces más ligeras, sin contar con la matriz epoxy. Por ello las propiedades de este material compuesto lo convierten uno de los materiales más atractivos en todos los campos de la ingeniería, en especial en la aeronáutica, donde la resistencia y el peso son factores fundamentales.

La fibra de vidrio es menos utilizada que la fibra de carbono en grandes estructuras debido a sus peores propiedades a resistencia y fatiga. Por sus propiedades de transparencia a la radiación electromagnética en ocasiones son usados en cubiertas de radar de la punta de aviones caza. Más comúnmente la fibra de vidrio es usada en aeromodelismo y estructuras secundarias debido a su bajo coste y buenas propiedades. La fibra de vidrio es un nombre genérico parecido a la fibra de carbono o el acero, y como en aquellos se refiere a materiales similares, aunque sus propiedades puedan variar mucho de unos a otros. La fibra de vidrio de basa en el óxido de silicio (SiO_2) con adiciones de calcio, boro, hierro o aluminio; las distintas concentraciones de óxidos en el compuesto permiten una variedad de tipos de fibra de vidrio. Principalmente hay dos tipos de fibra de vidrio utilizados en aplicaciones aeronáuticas: el E-glass (con buenas propiedades de conductividad eléctrica) y el S-glass (con buenas propiedades estructurales). El E-glass es más barato y menos resistente que el S-glass, y por ello se utiliza preferentemente en componentes de la cabina que no están sometidos a elevadas cargas.

Las fibras de Aramida son unas fibras hechas de material orgánico utilizadas en aplicaciones aeronáuticas concretas. Las fibras orgánicas son polímeros cristalinos con sus cadenas moleculares alineadas en la dirección de la fibra para mayor resistencia. La Aramida es un tipo de fibra orgánica, y su nombre corresponde a una abreviación de su composición (poliamida aromática); también es conocido como Kevlar, que es un nombre comercial de las fibras de Aramida producidas por la compañía química Du Pont. La aplicación aeronáutica más común es en componentes que

requieren una gran resistencia a impactos de proyectiles a gran velocidad, ya que la Aramida absorbe una gran cantidad de energía en la fractura, y su aplicación más directa es en aviones o helicópteros de combate que necesitan protección militar contra fuego enemigo. También son usados como cubiertas de protección de los motores en caso de desprendimiento de álabes. Los compuestos de Aramida tienen buenas propiedades eléctricas y de absorción de vibraciones, son ligeros y tienen una resistencia mayor que la fibra de vidrio. Por el contrario tienen malas propiedades sometidas a cargas de compresión y absorben agua fácilmente, además de dañarse gravemente expuestas a radiación ultravioleta, por lo que su superficie debe de protegerse para evitar la degradación ambiental.

Las propiedades de laminados formados por los materiales anteriormente expuestos se muestran en la Tabla 6. (Performance Composites s.f.)

| | Symbol | Units | Std CF Fabric | HMCF Fabric | E glass Fabric | Kevlar Fabric | Std CF UD | HMCF UD | M55** UD | E glass UD | Kevlar UD |
|----------------------------|--------|----------|---------------|-------------|----------------|---------------|-----------|---------|----------|------------|-----------|
| Young's Modulus 0° | E1 | GPa | 70 | 85 | 25 | 30 | 135 | 175 | 300 | 40 | 75 |
| Young's Modulus 90° | E2 | GPa | 70 | 85 | 25 | 30 | 10 | 8 | 12 | 8 | 6 |
| In-plane Shear Modulus | G12 | GPa | 5 | 5 | 4 | 5 | 5 | 5 | 5 | 4 | 2 |
| Major Poisson's Ratio | v12 | | 0.10 | 0.10 | 0.20 | 0.20 | 0.30 | 0.30 | 0.30 | 0.25 | 0.34 |
| Ult. Tensile Strength 0° | Xt | MPa | 600 | 350 | 440 | 480 | 1500 | 1000 | 1600 | 1000 | 1300 |
| Ult. Comp. Strength 0° | Xc | MPa | 570 | 150 | 425 | 190 | 1200 | 850 | 1300 | 600 | 280 |
| Ult. Tensile Strength 90° | Yt | MPa | 600 | 350 | 440 | 480 | 50 | 40 | 50 | 30 | 30 |
| Ult. Comp. Strength 90° | Yc | MPa | 570 | 150 | 425 | 190 | 250 | 200 | 250 | 110 | 140 |
| Ult. In-plane Shear Stren. | S | MPa | 90 | 35 | 40 | 50 | 70 | 60 | 75 | 40 | 60 |
| Ult. Tensile Strain 0° | ext | % | 0.85 | 0.40 | 1.75 | 1.60 | 1.05 | 0.55 | | 2.50 | 1.70 |
| Ult. Comp. Strain 0° | exc | % | 0.80 | 0.15 | 1.70 | 0.60 | 0.85 | 0.45 | | 1.50 | 0.35 |
| Ult. Tensile Strain 90° | eyt | % | 0.85 | 0.40 | 1.75 | 1.60 | 0.50 | 0.50 | | 0.35 | 0.50 |
| Ult. Comp. Strain 90° | eyc | % | 0.80 | 0.15 | 1.70 | 0.60 | 2.50 | 2.50 | | 1.35 | 2.30 |
| Ult. In-plane shear strain | es | % | 1.80 | 0.70 | 1.00 | 1.00 | 1.40 | 1.20 | | 1.00 | 3.00 |
| Thermal Exp. Co-ef. 0° | Alpha1 | Strain/K | 2.10 | 1.10 | 11.60 | 7.40 | -0.30 | -0.30 | -0.30 | 6.00 | 4.00 |
| Thermal Exp. Co-ef. 90° | Alpha2 | Strain/K | 2.10 | 1.10 | 11.60 | 7.40 | 28.00 | 25.00 | 28.00 | 35.00 | 40.00 |
| Moisture Exp. Co-ef 0° | Beta1 | Strain/K | 0.03 | 0.03 | 0.07 | 0.07 | 0.01 | 0.01 | | 0.01 | 0.04 |
| Moisture Exp. Co-ef 90° | Beta2 | Strain/K | 0.03 | 0.03 | 0.07 | 0.07 | 0.30 | 0.30 | | 0.30 | 0.30 |
| Density | | g/cc | 1.60 | 1.60 | 1.90 | 1.40 | 1.60 | 1.60 | 1.65 | 1.90 | 1.40 |

Tabla 6: Selección de laminados de materiales compuestos. UD significa unidireccional, y Fabric una lámina de filamentos perpendiculares entrelazados entre sí.

De la breve exposición de las características de los materiales más comúnmente utilizados en estructuras aeronáuticas puede inferirse que la fibra de carbono sería el mejor material, ya que nuestro cuerpo estructural analizado, la plataforma alar, no está sometido a elevadas temperaturas, que no puede soportar la matriz de resina produciendo fallo. Por tanto, el material utilizado será el "Standard CF Fabric", es decir, el fabricado de fibra de carbono estándar, con las propiedades que se observan en la Tabla 6. Sin embargo, hay que tener en cuenta los costes del material y de la manufacturación en los componentes de nuestra estructura. A pesar de los costes, que serán evaluados brevemente en el apartado final, el material escogido será el anteriormente

dicho, fibra de carbono, debido a sus extraordinarias propiedades estructurales y la no excesiva complejidad de los elementos diseñados.

3. Obtención de fuerzas y momentos en cada costilla

Anteriormente ha sido establecida la geometría de la parte estructural del ala. Esta consistía en un cajón de torsión sencillo, formado por un larguero rectangular grueso al 25% de la cuerda del ala y otros dos largueros en los extremos de las costillas de pequeño espesor, y 7 costillas en localizaciones concretas del ala. Como se ha explicado en el apartado de la obtención de las fuerzas aerodinámicas sobre el ala, se han hallado todas las fuerzas en cada pequeño trozo de área en cada Strip. En este apartado se obtendrán, a partir de aquellas, las fuerzas puntuales y momentos torsor y flector al 25% de la cuerda en cada costilla.

La hipótesis de cálculo utilizada se basará en la sumatoria total de todas las fuerzas de cada Strip y de sus correspondientes momentos respecto al 25% de la cuerda, datos que ya proporciona xFlr5 o se obtienen con aritmética, obteniendo las fuerzas y momentos totales en cada Strip. Si la sumatoria de todas esas fuerzas en la dirección Z coincide con la fuerza sustentadora calculada con el coeficiente de sustentación total (CL), entonces nuestra hipótesis de cálculo será correcta. En la Tabla 7 se comprueban los resultados del cálculo de las fuerzas de sustentación haciendo uso de la Ecuación 7. En la Tabla 8 se comprueba el resultado de las fuerzas y momentos en las direcciones de interés, mediante el uso de las ecuaciones 15, 16, 17 y 18.

$$\vec{F}_i = C_p * A_i * \frac{1}{2} \rho v_\infty^2 * \vec{n} \quad (15)$$

Siendo:

\vec{F}_i el vector de la fuerza aerodinámica en cada sección rectangular.

A_i el área de cada sección rectangular.

\vec{n} el vector director de la fuerza.

Descompuesta la anterior ecuación en sus componentes en las tres direcciones obtenemos las fuerzas de cada sección.

$$f_x = C_p * A_i * \frac{1}{2} \rho v_\infty^2 * N_x \quad (16)$$

$$f_y = C_p * A_i * \frac{1}{2} \rho v_\infty^2 * N_y \quad (17)$$

$$f_z = C_p * A_i * \frac{1}{2} \rho v_\infty^2 * N_z \quad (18)$$

| Strip | Lift=Cl*q*S | S=c*y | y |
|-------|-------------|------------|--------|
| 20 | 0,145796408 | 0,0017371 | 0,029 |
| 19 | 0,129976185 | 0,00141688 | 0,0178 |
| 18 | 0,258175316 | 0,00285984 | 0,0288 |
| 17 | 0,186347802 | 0,002142 | 0,018 |
| 16 | 0,332368221 | 0,00399456 | 0,0288 |
| 15 | 0,22085076 | 0,00281952 | 0,0178 |
| 14 | 0,326066033 | 0,00512928 | 0,0288 |
| 13 | 0,254035965 | 0,00233616 | 0,0124 |
| 12 | 1,166220822 | 0,00671892 | 0,0354 |
| 11 | 2,27442842 | 0,01152346 | 0,0598 |
| 10 | 3,448835844 | 0,015957 | 0,081 |
| 9 | 4,84485525 | 0,02102988 | 0,1038 |
| 8 | 6,135586446 | 0,0255468 | 0,122 |
| 7 | 7,575064151 | 0,03074036 | 0,1414 |
| 6 | 8,840694272 | 0,03536368 | 0,1562 |
| 5 | 10,15868312 | 0,04037712 | 0,1708 |
| 4 | 11,2600504 | 0,0447564 | 0,1812 |
| 3 | 12,30004386 | 0,04918032 | 0,1904 |
| 2 | 13,02975925 | 0,052758 | 0,1954 |
| 1 | 13,54684227 | 0,056118 | 0,199 |
| | | | |
| | Lift total | | 1,6364 |
| | 96,43468079 | | |

Tabla 7: Cálculos en Excel de la sustentación en cada Strip y a sustentación global. En morado las Strips pertenecientes al alerón de punta de ala, que no se analizarán estructuralmente ni suponen un gran aporte de sustentación; en verde la sustentación de cada Strip de la plataforma del ala principal.

Los momentos respecto al 25 % de la cuerda en las direcciones X (flexión) e Y (torsión) pueden obtenerse haciendo uso de las siguientes ecuaciones:

$$m_x = f_z * y + f_y * z \quad (19)$$

$$m_y = f_x * z + f_z * y \quad (20)$$

Siendo:

m_x : el momento [N*m] producido por las fuerzas F_z y F_y en cada sección respecto al punto de 25% de la cuerda.

m_y : el momento [N*m] producido por las fuerzas F_z y F_x en cada sección respecto al punto de 25% de la cuerda.

y : la distancia [m] en el eje Y del centro de la sección cuadrangular al punto de 25% de la cuerda.

z : la distancia [m] en el eje Z del centro de la sección cuadrangular al punto de 25% de la cuerda.

| Strip | Ftz | Ftx | Fty | Mxtotal | My total |
|-------|-------------|------------|-------------|-------------|------------|
| 1 | -0,15960942 | 0,0371071 | -0,15566455 | -0,3006295 | 0,05312548 |
| 2 | -0,22529362 | 0,04651866 | -0,23455434 | -0,4195059 | 0,05308651 |
| 3 | -0,27244834 | 0,05213082 | -0,29410454 | -0,4997369 | 0,05304183 |
| 4 | -0,31165306 | 0,05525924 | -0,34649532 | -0,56239917 | 0,0530694 |
| 5 | -0,3453138 | 0,05520395 | -0,39755893 | -0,61273484 | 0,0531694 |
| 6 | -0,37127225 | 0,04933912 | -0,44960048 | -0,64744279 | 0,05333741 |
| 7 | -0,37474079 | 0,04272687 | -0,45732265 | -0,64092324 | 0,0535579 |
| 8 | -0,40494144 | 0,01141486 | -0,00513216 | -0,66379085 | 0,05380439 |
| 9 | -1,28303311 | 0,0672442 | -0,01563289 | -2,07315898 | 0,05405824 |
| 10 | -2,34789645 | 0,16759678 | -0,02777818 | -3,68285939 | 0,05430566 |
| 11 | -3,58330215 | 0,29365511 | -0,04168289 | -5,36976729 | 0,05453727 |
| 12 | -4,92462831 | 0,43368589 | -0,05663456 | -6,92608852 | 0,05474043 |
| 13 | -6,31002971 | 0,58021428 | -0,07194513 | -8,16465853 | 0,05491222 |
| 14 | -7,69586142 | 0,72725446 | -0,0872176 | -8,94332657 | 0,05505532 |
| 15 | -9,04483861 | 0,86794658 | -0,1021444 | -9,16851737 | 0,05517836 |
| 16 | -10,3246623 | 0,99798753 | -0,11644834 | -8,77932462 | 0,05530258 |
| 17 | -11,4926657 | 1,11119957 | -0,12971375 | -7,75293324 | 0,05546481 |
| 18 | -12,5037531 | 1,20108038 | -0,14150532 | -6,11470801 | 0,05571029 |
| 19 | -13,2948231 | 1,25956569 | -0,1511782 | -3,93974124 | 0,05596242 |
| 20 | -13,7801609 | 1,26747611 | -0,15779851 | -1,3686469 | 0,05537715 |
| | | | | | |
| | Ftz total | Ftx total | Fty total | Mxtotal | My total |
| | 99,0509276 | -9,3246072 | -3,44011272 | -76,6308939 | 1,08679705 |

Tabla 8: Fuerzas y momentos significativos en cada Strip, los resultados globales. En Azul las Strips del ala principal. Por la orientación que muestra el programa al exportar los vectores directores de Z aparece la fuerza en Z como negativa en cada Strip; al realizar la sumatoria global dicho signo se ha corregido manualmente.

Como puede comprobarse, los resultados para la fuerza de sustentación en Z calculados haciendo uso del coeficiente de presión están dentro de un 97% de semejanza con los calculados mediante el coeficiente de sustentación de cada Strip. La pequeña diferencia numérica radica en el área calculada al calcular la sustentación, ya que se calcula como si fuese plana, multiplicando la envergadura por la cuerda media, cuando realmente es curva, algo más grande que la supuesta plana. Con esto en cuenta se concluye que nuestra aproximación numérica para pasar de una carga distribuida a un conjunto de cargas puntuales es aceptable para realizar el cálculo estructural.

En la Tabla 9 se presenta el resultado de la fuerza vertical (las fuerzas a lo largo y ancho del ala no las tendremos en cuenta en nuestro problema ya que serían las pieles las que soportarían dichas cargas) y los momentos flector y torsor en cada costilla. Se recuerda que dichas fuerzas y momentos serán aplicados en el punto de 25% de la cuerda de cada costilla y en su espesor medio.

| Costillas | Fz [N] | Mx [Nm] | My [Nm] |
|-----------|------------|------------|-------------|
| 7 | 4,035871 | 6,41980922 | -0,16216828 |
| 6 | 14,8179602 | 20,4605143 | -0,16418993 |
| 5 | 16,7407 | 18,1118439 | -0,11023368 |
| 4 | 21,817328 | 16,5322579 | -0,11076738 |
| 3 | 19,1511646 | 8,08457864 | -0,0836915 |
| 2 | 13,537492 | 2,65419407 | -0,05566978 |
| 1 | 13,7801609 | 1,3686469 | -0,05537715 |

Tabla 9: Resultantes de las fuerzas y momentos en cada costilla.

La hipótesis de distribución seguida para realizar dicho cálculo consiste en la suposición, válida tanto para la fuerza como para el momento, de que la Costilla 1 soporta la mitad de la carga en la Strip 1 (por dos veces, ya que esta costilla es común para las dos semialas); la Costilla 2 soporta la mitad de carga de la Strip 1 más la mitad de la Strip 2; la Costilla 3 la mitad de la Strip 2 más la Strip 3 entera; la Costilla 4 la carga de la Strip 4 y 5; la Costilla 5 la carga de la Strip 6 y 7; la Costilla 6 la carga de la Strip 8, la 9 y la 10; y la Costilla 7 la Strip 11, 12 y 13. Puede comprobarse en la Tabla 9, que según esta hipótesis de reparto de cargas, las costillas son cargadas de forma aproximadamente equivalente.

Una vez conocidas las cargas a aplicar en cada costilla, se presenta una breve introducción al método de elementos finitos computacional, que se utilizará para optimizar el diseño de la estructura anteriormente presentada.

4. Introducción al método de elementos finitos MEF computacional (Carnicero s.f.)

El método de los elementos finitos (MEF) ha adquirido una gran importancia en la solución de problemas ingenieriles, físicos, etc., ya que permite resolver casos que hasta hace poco tiempo eran prácticamente imposibles de resolver por métodos matemáticos tradicionales. El MEF permite realizar un modelo matemático de cálculo del sistema real, más fácil y económico de modificar que un prototipo. Sin embargo no deja de ser un método aproximado de cálculo debido a las hipótesis básicas del método. Los prototipos, por lo tanto, siguen siendo necesarios, pero en menor número, ya que el primero puede acercarse bastante más al diseño óptimo.

El método de los elementos finitos como formulación matemática es relativamente nuevo; aunque su estructura básica es conocida desde hace bastante tiempo, en los últimos años ha sufrido un gran desarrollo debido a los avances informáticos. Han sido precisamente estos avances informáticos los que han puesto a disposición de los usuarios gran cantidad de programas que permiten realizar cálculos con elementos finitos. El manejo correcto de este tipo de programas exige un profundo conocimiento no solo del material con el que se trabaja, sino también de los principios del MEF. Sólo en este caso estaremos en condiciones de garantizar que los resultados obtenidos en los análisis se ajustan a la realidad.

Muchos problemas de medios continuos vienen expresados mediante ecuaciones diferenciales y condiciones de contorno sobre la función o funciones incógnita. Ante la dificultad, y en muchos casos la imposibilidad, de encontrar una solución cerrada, se opta por realizar una aproximación, siendo necesaria la expresión integral del Principio de los Trabajos Virtuales (PTV).

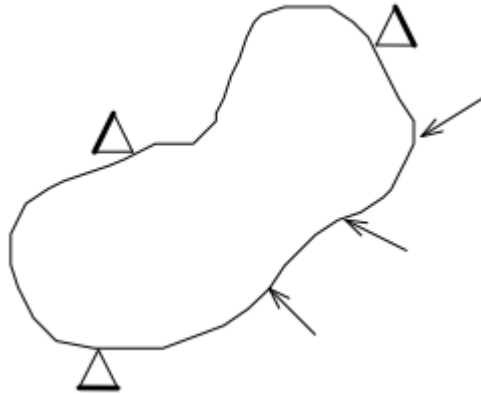


Ilustración 24: Cuerpo sometido a un estado tensional

Se considera un continuo elástico como el de la Ilustración 24 sometido a unas fuerzas superficiales

$$\{t\} = \{t_x, t_y, t_z\}^T \quad (21)$$

y a unas fuerzas por unidad de volumen

$$\{X\} = \{X_x, X_y, X_z\}^T \quad (22)$$

(las fuerzas por unidad de superficie podrían ser presiones y el peso propio sería una fuerza por unidad de volumen). El vector desplazamientos lo notamos por

$$\{u\} = \{u_x, u_y, u_z\}^T \quad (23)$$

Las deformaciones correspondientes a estos desplazamientos son

$$\{\varepsilon\} = \{\varepsilon_{xx}, \varepsilon_{yy}, \varepsilon_{zz}, \gamma_{xy}, \gamma_{yz}, \gamma_{zx}\}^T \quad (24)$$

y las tensiones debidas a estas deformaciones serán

$$\{\sigma\} = \{\sigma_{xx}, \sigma_{yy}, \sigma_{zz}, \tau_{xy}, \tau_{yz}, \tau_{zx}\}^T \quad (25)$$

Las ecuaciones de equilibrio para un elemento diferencial de volumen pueden escribirse de la forma

$$\nabla\{\sigma\} + \{X\} = 0 \quad (26)$$

donde el vector $\{X\}$ incluye de forma general las fuerzas de inercia $\{X\} = \{X\} - \rho\ddot{u}$, es decir, consideramos las fuerzas de inercia como fuerzas por unidad de volumen. Multiplicando esta ecuación por una función de ponderación $\{\delta u\}$ e integrando

$$\int_v \{\delta u\}^T \nabla\{\sigma\} dv + \int_v \{\delta u\}^T \{X\} dv = 0 \quad (27)$$

Utilizando la fórmula de Green se puede escribir

$$-\int_v \nabla\{\delta u\}^T \{\sigma\} dv + \int_s \{\delta u\}^T \{\sigma\} \bar{n} ds + \int_s \{\delta u\}^T \{X\} dv = 0 \quad (28)$$

Si se asocia la función de ponderación $\{\delta u\}$ con un desplazamiento virtual, el operador ∇ actuando sobre él será una deformación virtual

$$\{\delta \varepsilon\} = \nabla\{\delta u\} \quad (29)$$

El equilibrio en el contorno exige que se cumpla la relación $\{\sigma\} \times \{n\} = \{t\}$ y sustituyendo en la expresión (28)

$$-\int_v \{\delta \varepsilon\}^T \{\sigma\} dv + \int_s \{\delta u\}^T \{t\} ds + \int_s \{\delta u\}^T \{X\} dv = 0 \quad (30)$$

En la relación anterior es posible introducir la ley de comportamiento de material mediante la matriz elástica con las propiedades de éste, $[C]$, de forma que

$$\{\sigma\} = [C](\{\varepsilon\} - \{\varepsilon_o\}) + \{\sigma_o\} \quad (31)$$

siendo los vectores $\{\varepsilon_o\}$ y $\{\sigma_o\}$ las deformaciones y las tensiones iniciales respectivamente. Introduciendo la expresión (31), suponiendo deformaciones y tensiones iniciales nulas, en la ecuación (30), obtenemos

$$\int_v \{\delta \varepsilon\}^T [C] \{\varepsilon\} dv = \int_v \{\delta u\}^T (\{X\} - \rho\ddot{u}) dv + \int_s \{\delta u\}^T \{t\} ds \quad (32)$$

Que constituye la formulación del PTV y relaciona el sistema de cargas real y esfuerzos con el virtual de desplazamientos.

Discretizado el continuo, la idea es tomar un conjunto de funciones (funciones de interpolación) que definan de manera única el campo de desplazamientos dentro del elemento en función de los desplazamientos en los nodos del mismo. Es decir

$$\{u(x, y, z)\} = [N(x, y, z)]\{U\} \quad (33)$$

Siendo $\{U\}$ el vector con los desplazamientos nodales. Una vez conocidos los desplazamientos en todos los nodos se determinan las deformaciones

$$\{\varepsilon\} = [D]\{u\} \quad (34)$$

donde $[D]$ es el operador diferencial que depende del problema en estudio. Sustituyendo el valor del desplazamiento tenemos que

$$\{\varepsilon\} = [D][N]\{U\} = [B]\{U\} \quad (35)$$

donde se obtiene el valor de las deformaciones en función de los desplazamientos nodales.

Sustituyendo la ecuación anterior en la expresión del PTV tenemos

$$-\int_v [B]^T [C] [B] dv + \int_v [N]^T (\{X\} - \rho [N] \{\ddot{U}\}) dv + \int_s [N]^T \{t\} ds = 0 \quad (36)$$

Reordenando esta ecuación podemos llegar a un sistema de la forma

$$[M]\{\ddot{U}\} + [K]\{U\} = \{P\} \quad (37)$$

donde se definen:

- Matriz de masa consistente

$$[M] = \int_v [N]^T \rho [N] dv \quad (38)$$

- Matriz de rigidez

$$[K] = \int_v [B]^T [C] [B] dv \quad (39)$$

- Matriz de cargas nodales consistentes

$$\{P\} = \int_v [N]^T \{X\} dv + \int_s [N]^T \{t\} ds \quad (40)$$

La expresión anterior es general y permite determinar las matrices elementales para cualquier tipo de discretización.

Las anteriores matrices se calculan para cada uno de los elementos. Realizando una transformación de coordenadas a las denominadas coordenadas unitarias del elemento, las matrices quedan en función de parámetros puramente geométricos y se facilita la integración numérica. Antes de proceder al ensamblaje de todas las ecuaciones hay que realizar la transformación a coordenadas globales con el objeto de tener todas las matrices formuladas respecto al mismo sistema de coordenadas. Una vez que se dispone de las matrices y vectores elementales en coordenadas globales su acoplamiento en el sistema puede realizarse según el llamado método directo, por el que sumamos en cada posición nodal la contribución realizada por los distintos elementos.

Antes de obtener la solución al sistema de ecuaciones planteado es necesario imponer las condiciones de desplazamientos nodales que sean conocidas. El sistema resultante se puede subdividir en dos términos: uno que contenga los desplazamientos impuestos y otro los incógnita. Resolviendo este sistema tendremos la solución. Una vez conocidos los desplazamientos nodales es posible calcular otro tipo de magnitudes (deformaciones, tensiones,...).

5. Utilización de la herramienta Abaqus para la resolución del problema

Una vez establecido el material a escoger, la geometría a analizar, y las fuerzas sobre el cajón de torsión, pasaremos a modelizar la estructura en la herramienta computacional del método de elementos finitos Abaqus.

Tras abrir el programa, podemos diseñar en el módulo Part nuestra geometría; sin embargo eso ya lo hemos hecho con la herramienta Solid Edge. Al guardar la pieza en dicho programa lo hacemos como “.step”, y en el programa Abaqus cargamos nuestra geometría a partir de dicho formato, como se muestra en la Ilustración 25, con un factor de escala de 0.001, ya que las dimensiones en Solid Edge estaban en milímetros y de no escalarlo se cargarían en Abaqus como si estuviesen en metros.

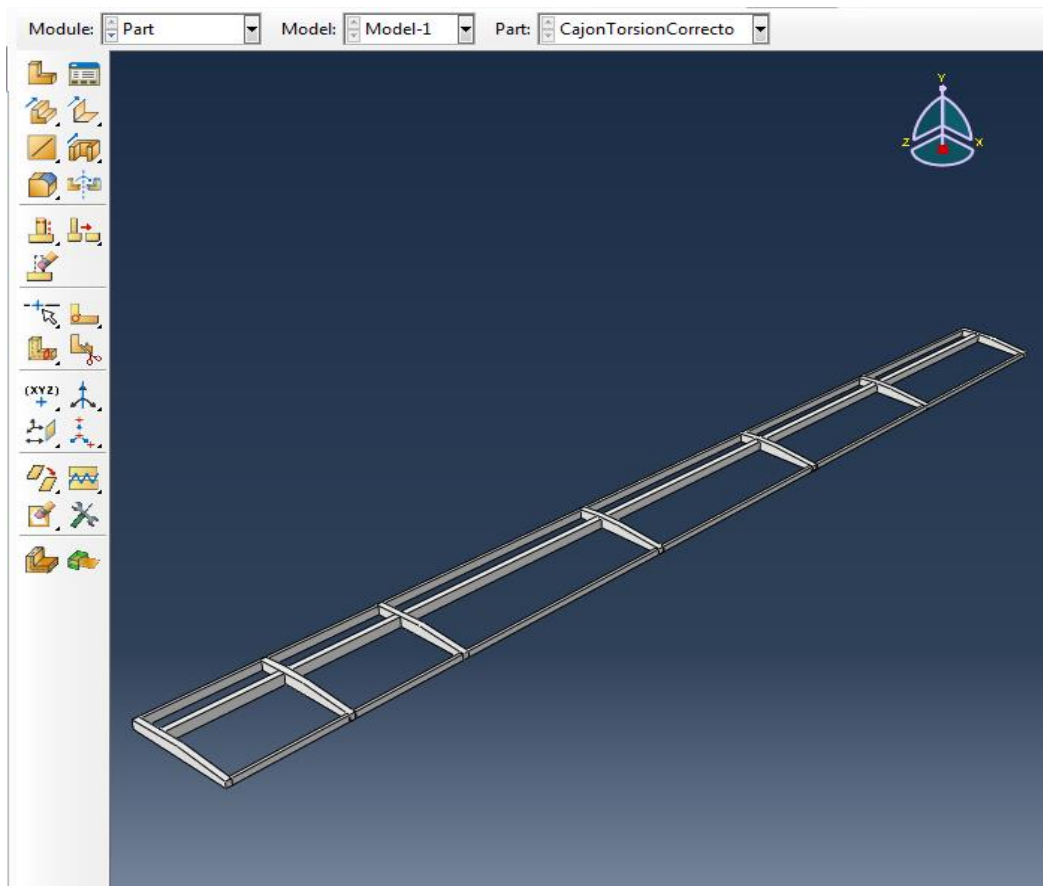


Ilustración 25: Geometría en Abaqus.

Pasamos al módulo “Property” para definir la sección y el material. En la Ilustración 26 se muestra la definición de las propiedades del material, que como previamente hemos establecido es un fabricado de Fibra de Carbono de alto módulo de elasticidad, de 70 GPa, un módulo de Poisson de 0.1, y una densidad de 1600 kg/m^3 . En la Ilustración 27 se muestra la definición de la sección, definida como un sólido, lo que tendrá gran importancia en el método de cálculo de Abaqus.

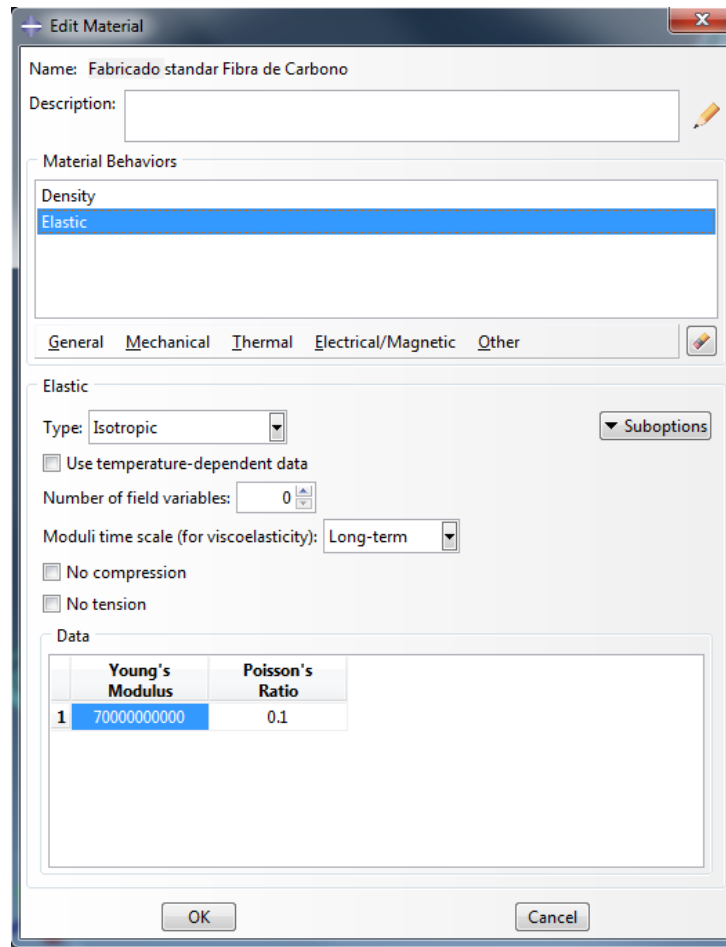


Ilustración 26: Propiedades establecidas del material.

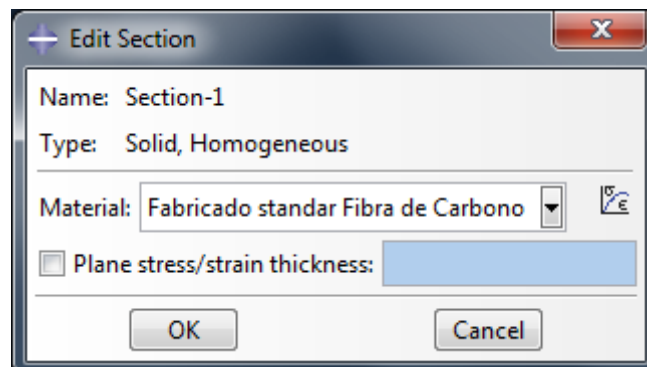


Ilustración 27: Sección sólida para la estructura.

Asignamos nuestras propiedades a la pieza y la ensamblamos en el módulo Assembly como Independiente, como se muestra en la Ilustración 28, lo cual supondrá que al mallar la estructura podremos hacerlo como un grupo compacto.

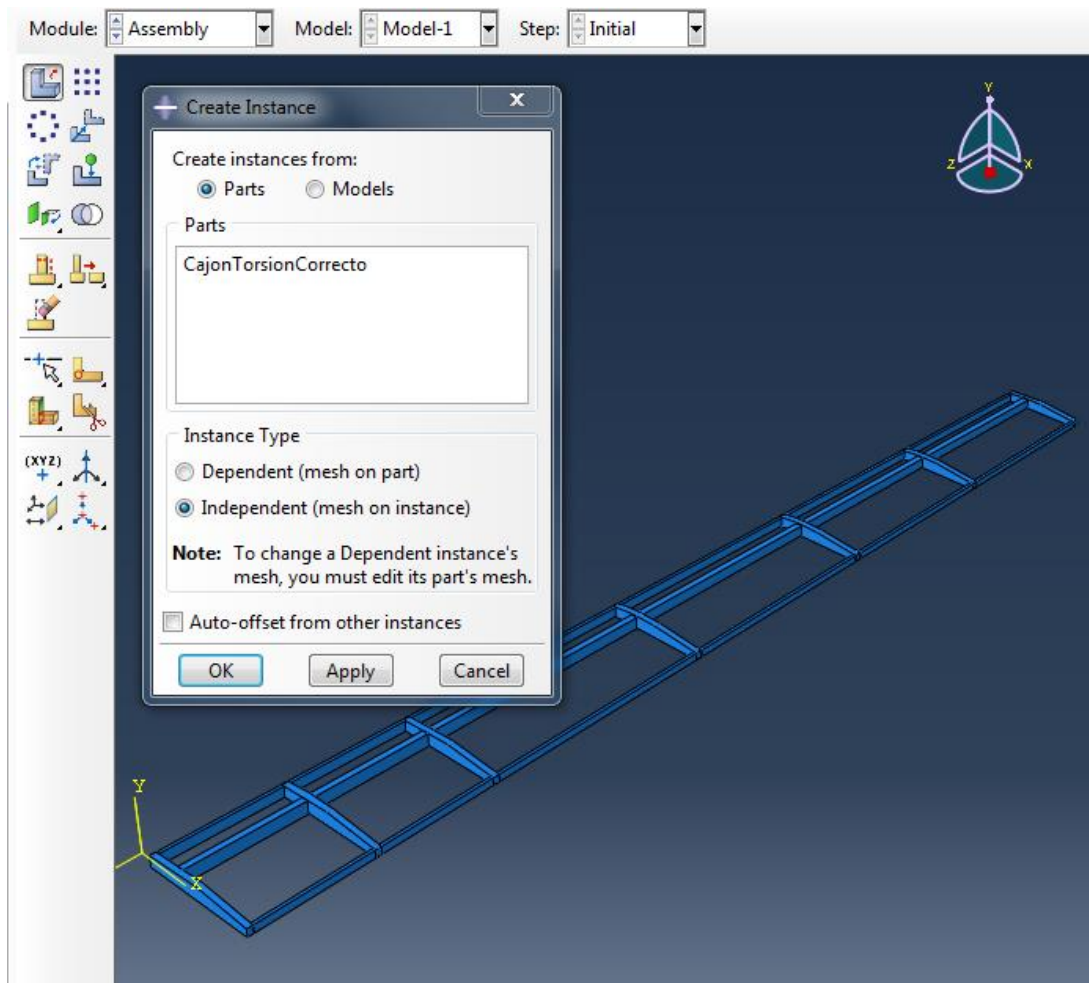


Ilustración 28: Estructura ensamblada como Independiente.

Posteriormente, construimos un “Step”, o etapa en la cual vamos a realizar una acción, en nuestro caso la aplicación de las fuerzas sustentadores y de torsores. En el siguiente módulo, Interaction, construimos unos puntos de referencia en los cuales vamos a aplicar nuestras fuerzas. En la Tabla 10 se muestra la posición en el programa Abaqus de dichos puntos, conocidos como RP (Reference Point). El RP1 corresponde a la Costilla 1, el RP2 a la Costilla 2, y sucesivamente.

| Punto de Referencia RP | Coordenada X (mm) | Coordenada Y (mm) | Coordenada Z (mm) |
|------------------------|-------------------|-------------------|-------------------|
| 1 | 72 | 6 | 5 |
| 2 | 77,43 | 9,34 | -194 |
| 3 | 81,64 | 12,15 | -389,4 |
| 4 | 92,68 | 18,46 | -760,6 |
| 5 | 101,33 | 24,23 | -1087,6 |
| 6 | 109,03 | 27,96 | -1351 |
| 7 | 115,6 | 31,92 | -1596 |

Tabla 10: Localizaciones de los Puntos de Referencia

En la Ilustración 29 se muestran dichos RP. La localización de dichos puntos corresponde al centro de la barra de torsión principal, a la altura de la cara interior de cada costilla. En el mismo módulo Interaction, establecemos una relación entre los RP introducidos y las superficies de las

costillas en las que están situados. Esto es necesario debido a que al introducir un Momento en Abaqus y aplicarlo sobre un cuerpo sólido, aquel debe de establecer una relación sobre un conjunto de puntos y una superficie, de forma que tenga una base de rotación de referencia estable.

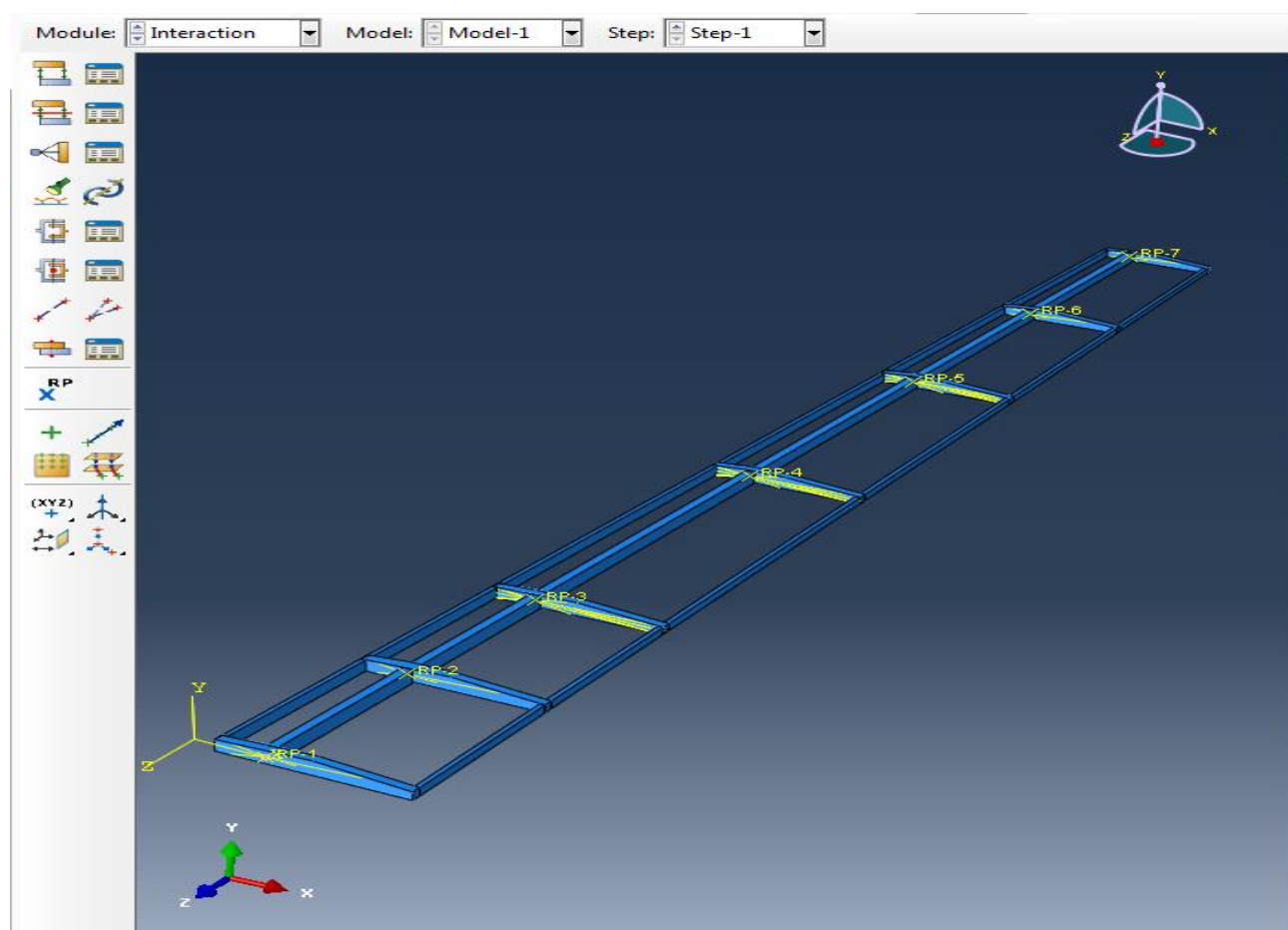


Ilustración 29: Puntos de referencia y relaciones quinemáticas.

Una vez establecidos los RP con sus relaciones, aplicamos las fuerzas y momentos correspondientes, indicados por la Tabla 9 anteriormente, y las condiciones de contorno. Aplicaremos un Encastre en la superficie interior del ala. Realmente, y como es lógico, en un avión real, tanto convencional como UAV, el cajón de torsión del ala no está encastrado al fuselaje. Nosotros lo consideramos de este modo como suposición para calcular la deformación del ala, método típico en la resolución problemas similares. En la Ilustración 30 se muestran las fuerzas y condiciones de contorno aplicadas.

Para realizar el mallado, se hace uso del módulo Mesh. Primeramente, establecemos el tipo de elemento que usará la malla. El ideal sería un elemento hexagonal, con forma de cubo, y distribuido de forma estructurada a lo largo de toda la estructura; sin embargo, debido a la curvatura y complejidad de la pieza, no es posible utilizar este elemento. En su lugar utilizaremos elementos Tetraédricos en toda la estructura, distribuidos de forma automática por el programa. En la Ilustración 31 se muestra el control del mallado, y en la Ilustración 32 el tipo de elemento Tetraédrico. En nuestro caso, establecemos un elemento 3D, de orden geométrico lineal, de tal

forma que se reduce el gasto computacional significativamente sin influir de forma muy significativa al cálculo.

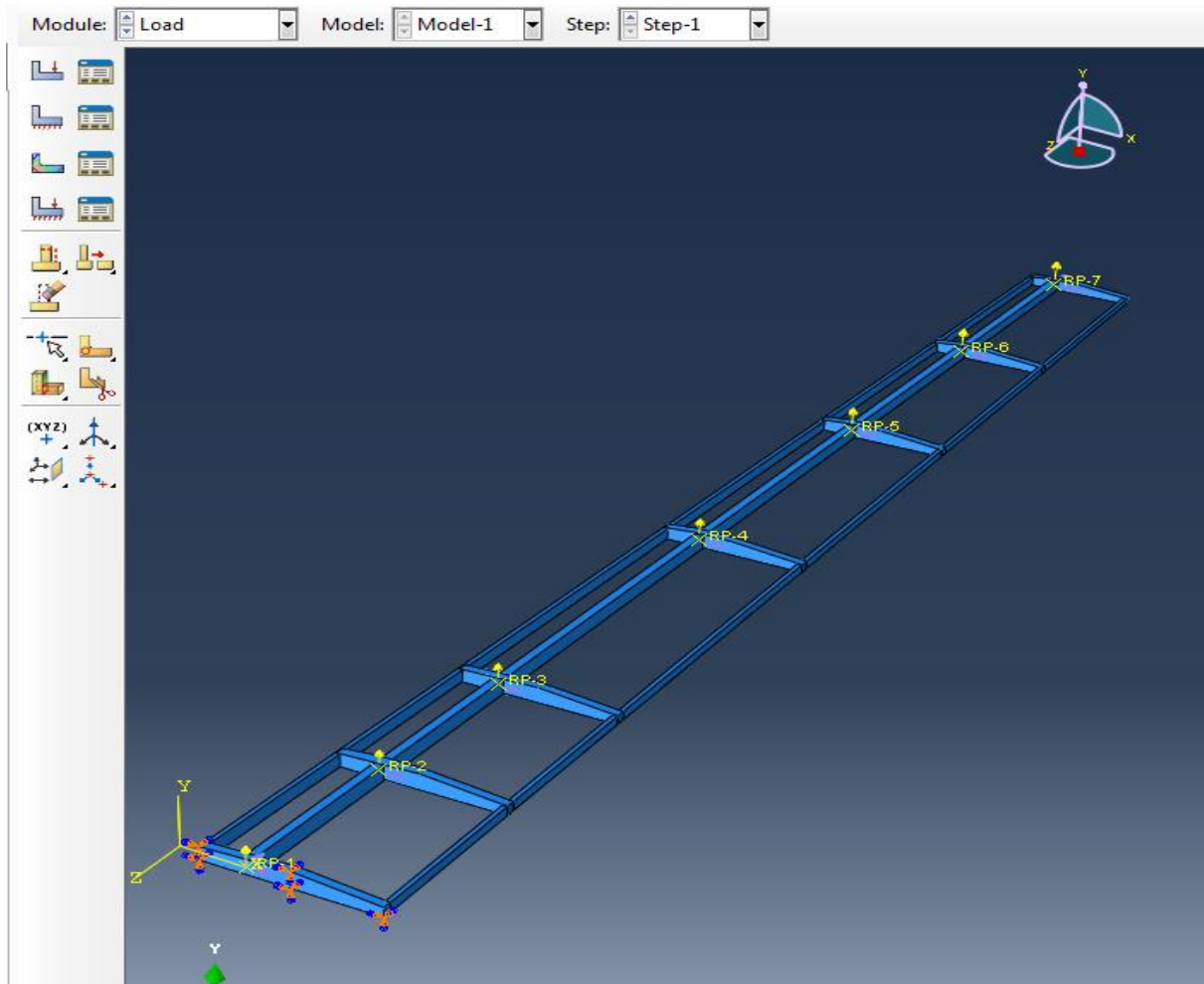


Ilustración 30: Fuerzas, momentos y condiciones de contorno aplicadas.

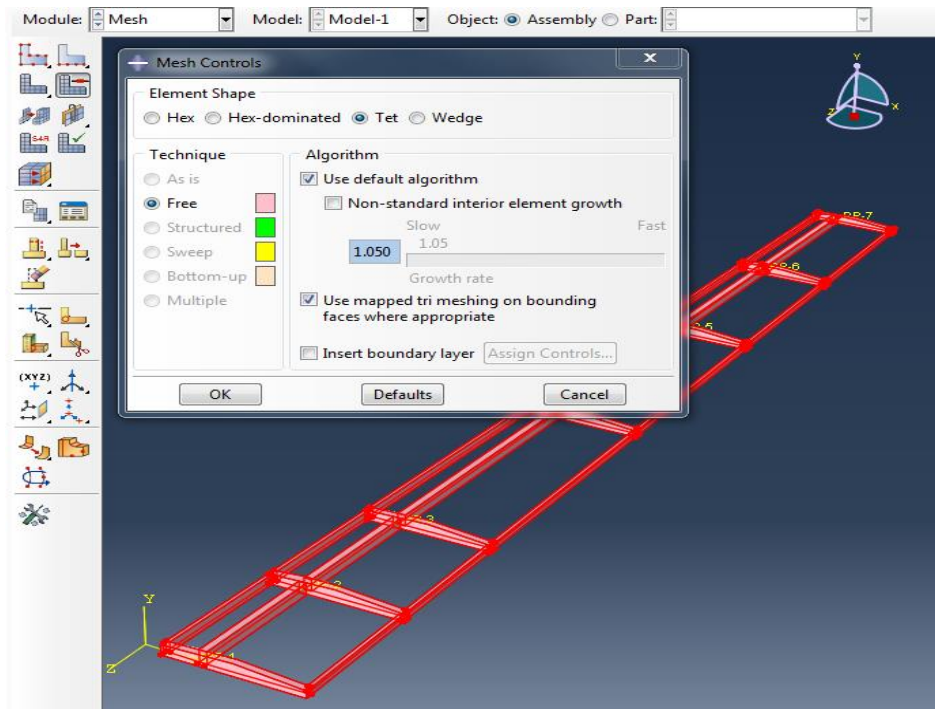


Ilustración 31: Elemento Tetraédrico aleatoriamente distribuido.

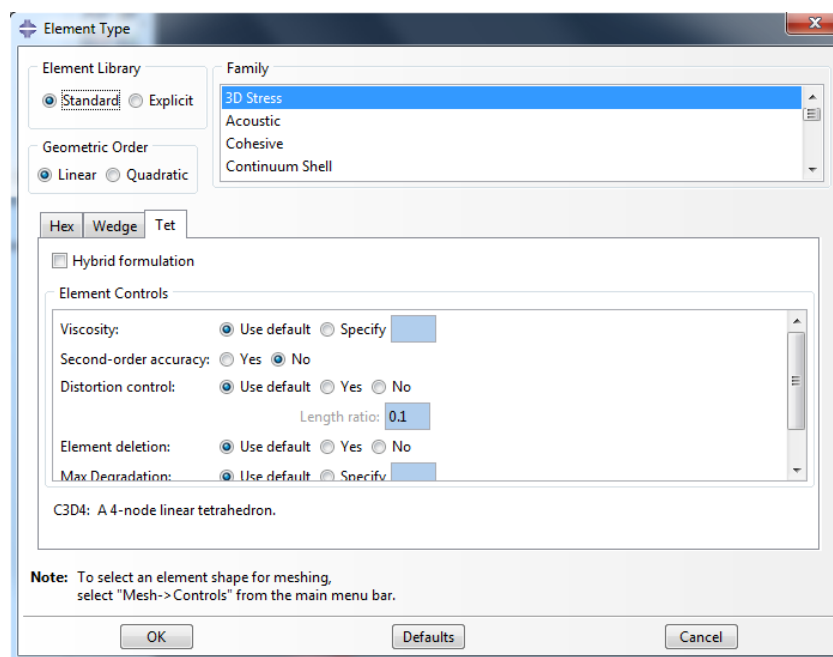


Ilustración 32: Tipo de Elemento del mallado; establecido el C3D4, elemento Tetraédrico de orden lineal.

Establecido el tipo de elemento en la malla, debemos asignar un tamaño a cada elemento. Con un tamaño normalizado de 5 mm, el análisis se hace lo suficientemente preciso, y el coste computacional no excesivamente elevado. El resultado del mallado se muestra en la Ilustración 33, juntamente con el cuadro de asignación del tamaño de malla.

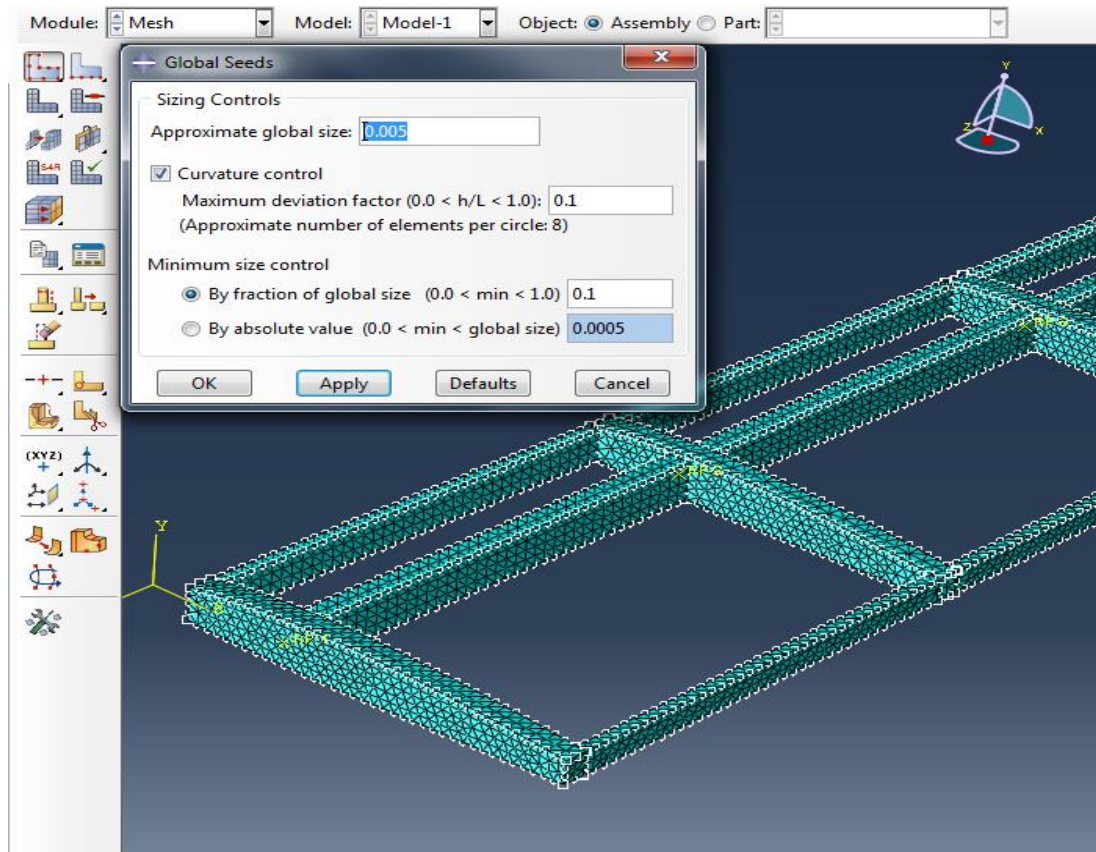


Ilustración 33: Detalle del mallado de la estructura y cuadro de asignación global de tamaño.

Una vez mallado el conjunto lo sometemos finalmente al trabajo de las fuerzas y momentos. El resultado final se aprecia en la Ilustración 34. En ella comprobamos los esfuerzos tensionales en la estructura. Puede comprobarse por la leyenda que el valor máximo alcanzado en la barra encastrada es de en torno a 11.5 MPa (si despreciamos los valores superiores no representativos, fruto de alguna celda del mallado mal calculada), como se muestra en la Ilustración 34, lejano a los 570 MPa que soporta el material sometido a compresión, lo que nos deja con un factor de seguridad de casi 50.

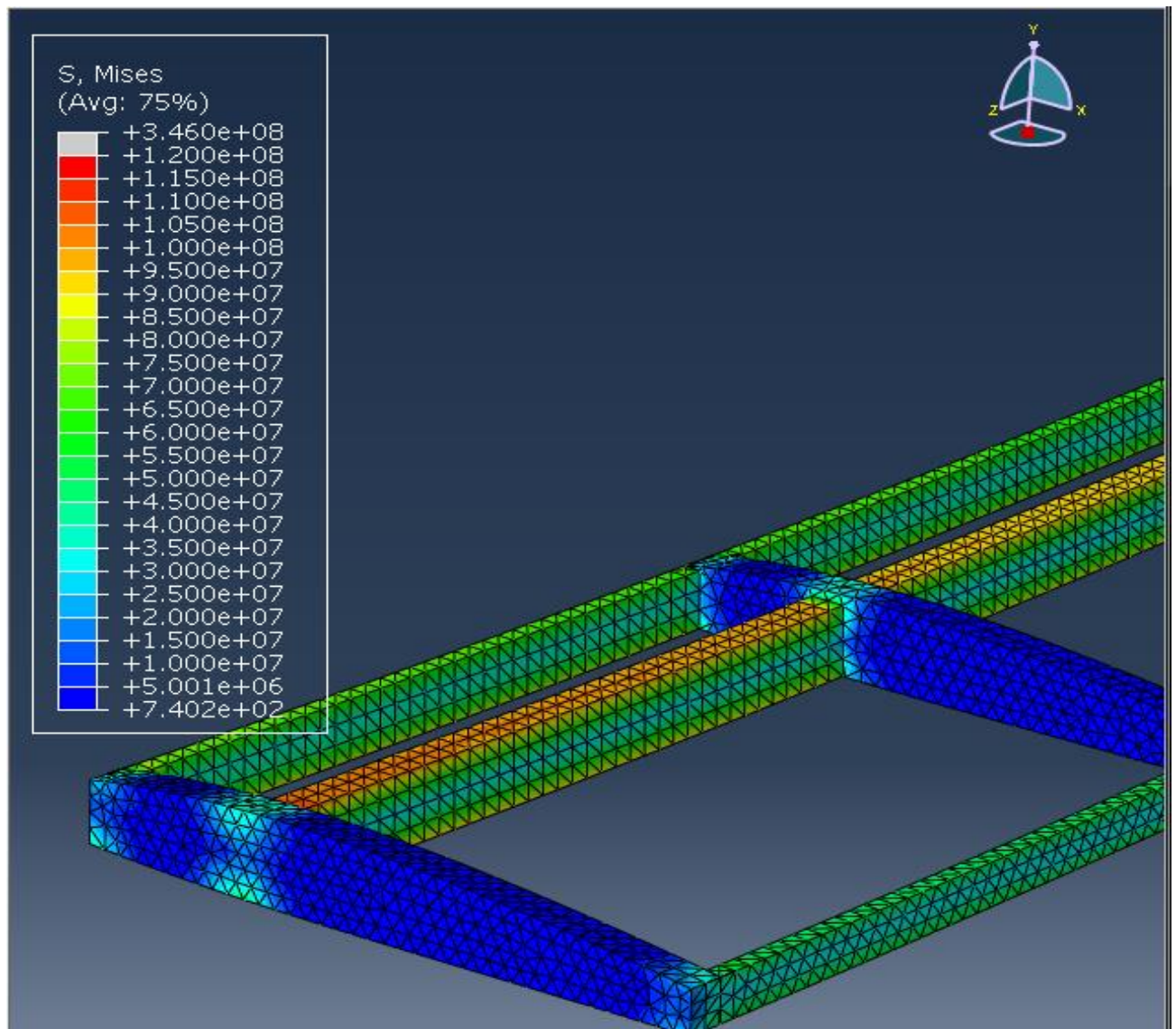


Ilustración 34: Estrés máximo en la sección central del cajón de torsión.

El desplazamiento también es una magnitud clave en nuestra optimización, tanto el lineal como el rotacional. En cuanto al primero se muestra en la Ilustración 35 que la deformación, que es máxima en la punta del ala en el eje Y vertical, con un valor global de 0.157 metros, significativo. Como se explicará más adelante, la deformación tiene una influencia clave en el diseño del cajón de torsión del ala, ya que una deformación excesiva puede influir decisivamente en las características aerodinámicas del ala, hasta incluso llegar a ser fatal. El desplazamiento vertical no tiene una excesiva importancia desde el punto de vista de mecánica de vuelo estática.

Sin embargo, la rotación si tiene una influencia vital. La rotación según el eje longitudinal, el eje Z en Abaqus, provoca un cambio en el ángulo de ataque del ala, incrementando la sustentación en los exteriores del ala, lo que a su vez provoca un aumento de la rotación, y sucesivamente. Puede llegar a conducir a una divergencia elástica que cause la rotura del ala, o más comúnmente, la entrada en pérdida de la punta del ala, lo que puede llegar a ser fatal.

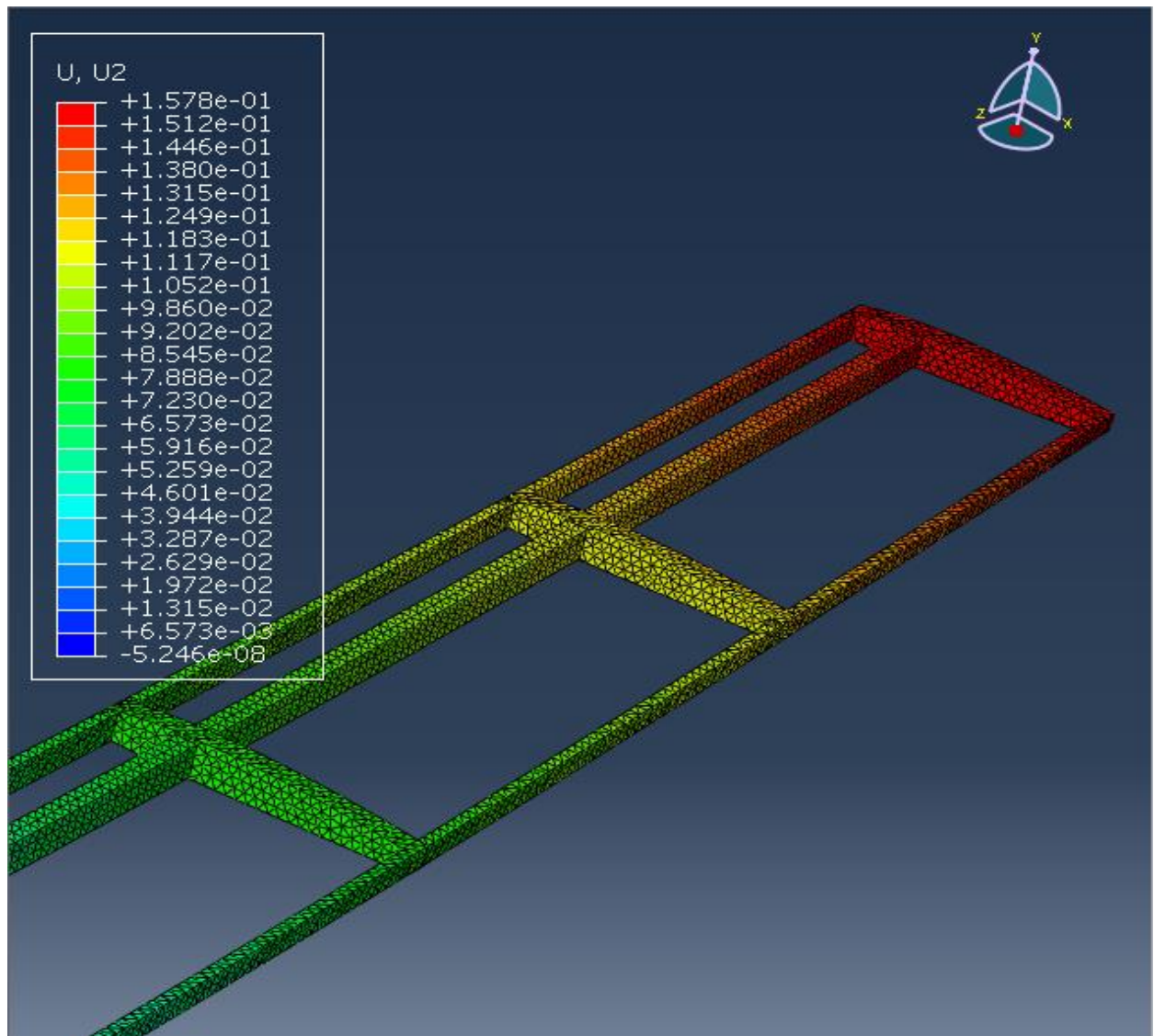


Ilustración 35: Desplazamiento máximo en la punta del ala.

En la Ilustración 36 se muestra la rotación respecto al eje Z, cuyo máximo se encuentra de nuevo en la punta del ala con un valor de 0.001641 radianes, ó 0.094 grados (el signo negativo indica que rota en el sentido negativo del eje Z, es decir, el frente de ataque se eleva y el trasero descende. Para que la rotación (twist), no tenga influencia en la aerodinámica consideraremos que no debe de sobrepasar, en el eje Z, de 0.3 grados.

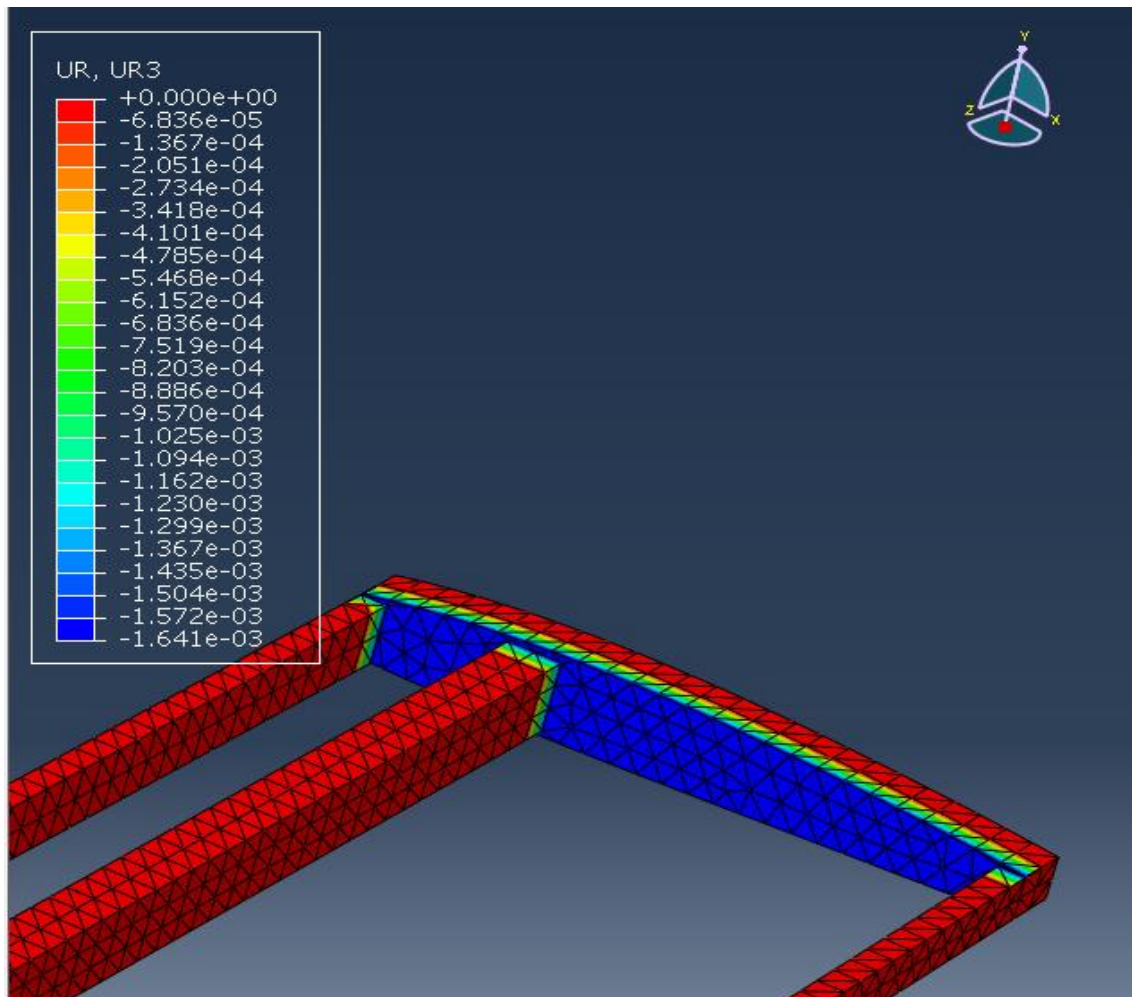


Ilustración 36: Rotación máxima en la punta del ala.

Obtenidos los esfuerzos máximos y los desplazamientos y rotaciones en la estructura, debemos decidir el parámetro que debemos fijar para la optimización estructural. La tensión máxima de Von Mises está lejos de suponer un riesgo de fallo para la estructura; sin embargo la rotación causada en esta estructura es mucho más cercana a la rotación límite impuesta por nosotros.

Por todo lo cual, se procederá a la optimización de la estructura de tal forma que reduciendo la masa de las costillas, alcancemos un estado óptimo sin sobrepasar el límite rotacional asignado.

6. Optimización estructural

Se hace uso de la herramienta Abaqus, en el módulo Optimization, para definir una optimización topológica de las costillas, como puede verse en la Ilustración 37. Antes de realizar la topología dividimos las 5 costillas internas en zonas distintas. Unas zonas superior e inferior, que forman el “marco” de las costillas, que no pueden ser eliminados porque deben de estar en contacto con las pieles, soportándolas. La zona interior es la zona en la que podemos eliminar material al optimizar. Nos se optimizarán, ni hace falta dividir, ni la primera ni la última costilla; la

primera por requerir de una superficie entera sobre la que conectar las dos semialas y el fuselaje, y la última para conectar los alerones de punta del ala. En la ventana de configuración emergente se pueden seleccionar varias opciones, como la variación de la densidad con la optimización. En nuestro análisis se aplican los parámetros de serie del programa.

Una vez establecida la región a optimizar, se deben de fijar los parámetros que se quieren optimizar. En nuestro caso será el volumen (realmente es la masa, pero utilizamos la variable volumen ya que consideramos la densidad constante) y la energía de deformación, que será nuestro parámetro de utilización para optimizar. Cuando menor sea la energía de deformación más rígida será nuestra estructura, que es lo que buscamos para evitar la deformación. En la Ilustración 38 se muestra la asignación de las dos variables.

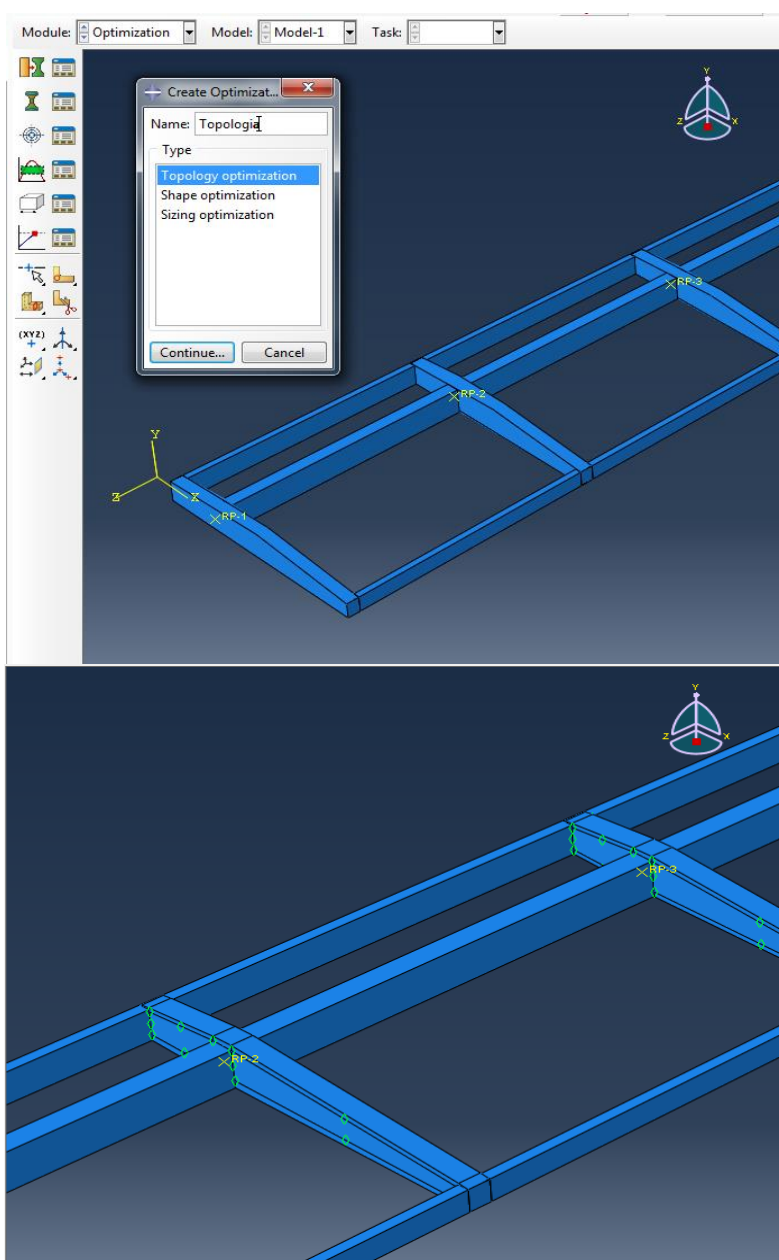


Ilustración 37: Definición del análisis topológico de las costillas

Seleccionamos ahora una función objetivo. Con esta función seleccionamos cuál de las variables es la que vamos a establecer como guía, sobre la cual se van a variar las demás. En la Ilustración 38 se muestra la que la variable que queremos optimizar es la Energía de Deformación.

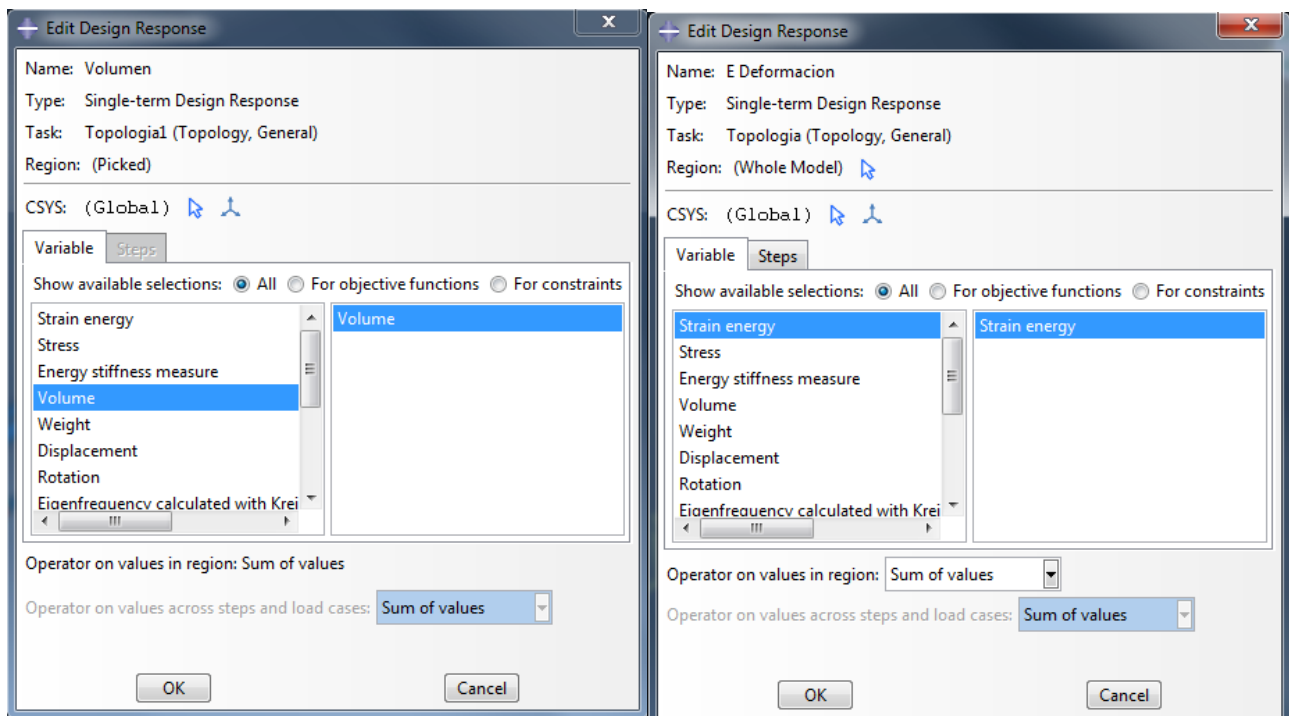


Ilustración 38: Definición de las variables de optimización.

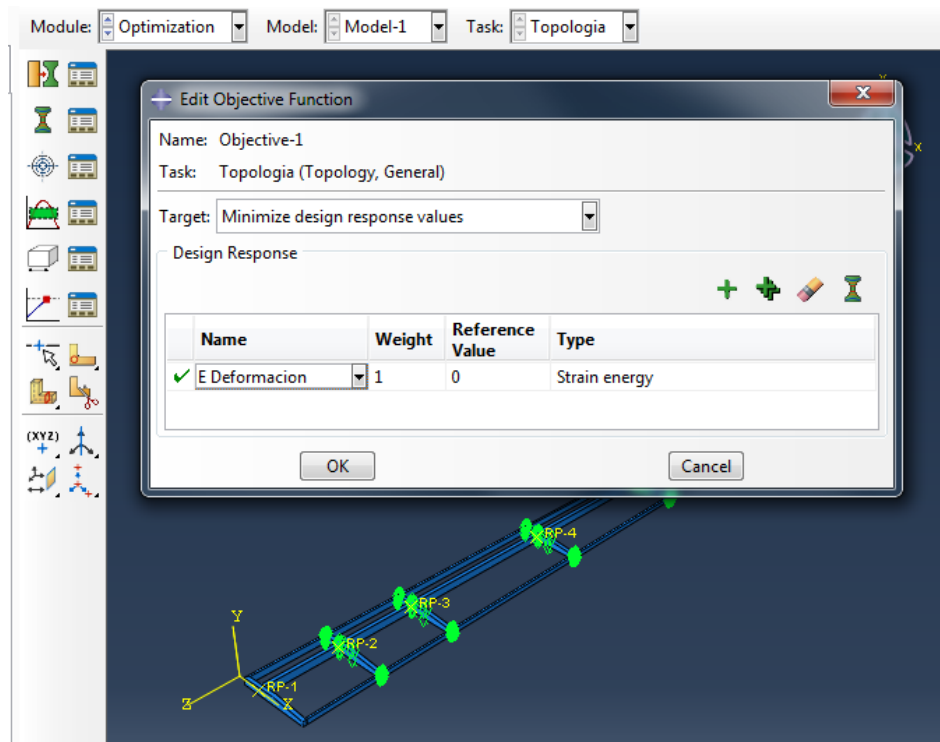


Ilustración 39: Minimización de la energía de deformación.

A la hora de seleccionar la variable a reducir seleccionamos el Volumen, como se explicaba anteriormente. Vamos a reducir la variable a un 90% del volumen original, lo que será bastante para reducir considerablemente el peso sin alterar la geometría de la estructura. Una vez seleccionados todos los puntos necesarios para realizar la optimización lo sometemos a un proceso iterativo de optimización. En la Ilustración 40 se muestran los parámetros del trabajo de optimización. Se realizarán 15 ciclos, suficientes como para obtener un resultado preciso, pero no excesivos como para suponer un alto coste computacional. Además, se guardarán los datos de cada ciclo, de tal forma que al mostrar los resultados se realice una combinación selectiva y comparativa de todos los datos para obtener el óptimo, que puede no ser el último ciclo.

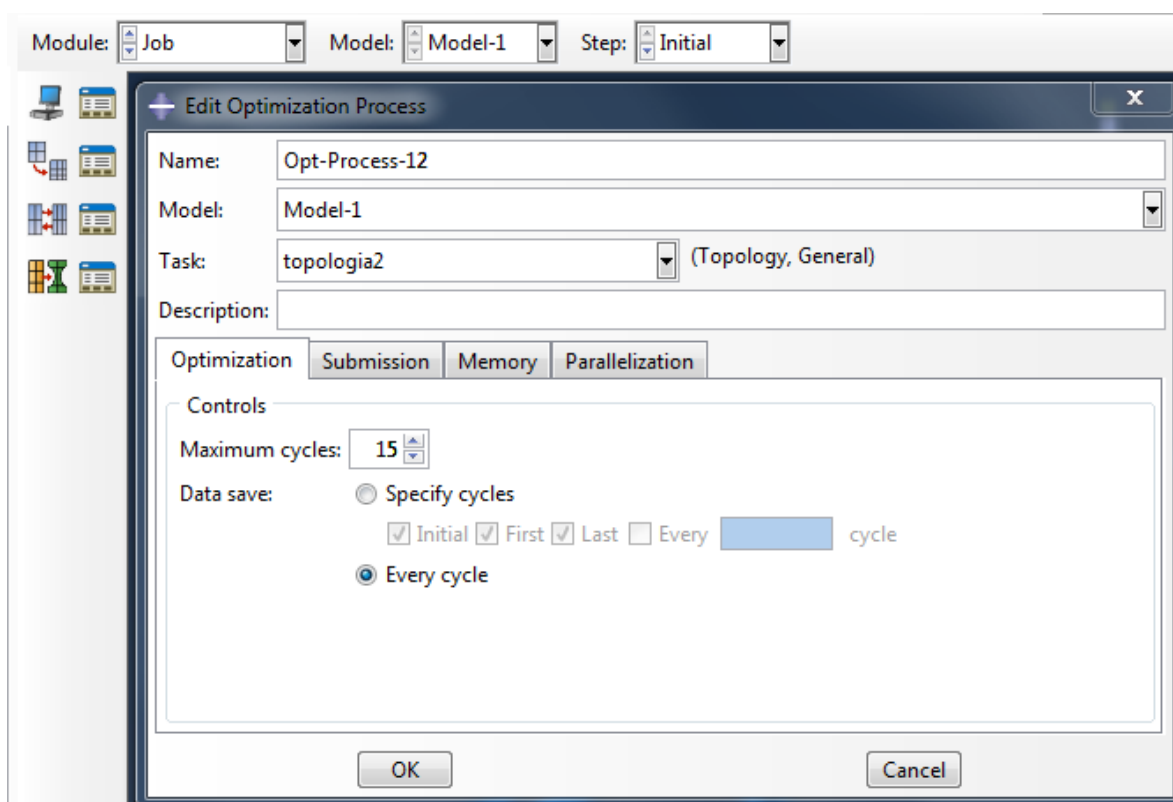


Ilustración 40: Parámetros del trabajo de optimización.

7. Solución al problema estructural

Sometiendo el trabajo análisis comprobamos, como se muestra en la Ilustración 41, la evolución de las variables de estudio. Se comprueba como en cada ciclo la Energía de deformación se va reduciendo mientras el volumen se acerca al 90% exacto, tras una primera iteración en la que se elimina el 10% del volumen inicial.

En la Ilustración 42 se aprecian los resultados de la Optimización. Como puede comprobarse, el material que se elimina se hace en una sola parte por cada celda, no dejando varias zonas separadas en cada celda. En la primera costilla, en la celda pequeña del eje delantero, se realiza un

agujero circular, que se va ovalando según avanza hacia la punta del ala. Por el contrario, en la celda grande, del eje trasero, el agujero redondeando en sus puntas se va haciendo más grande según se aleja hacia la punta. Esto se debe a que es necesario más material en la base por las mayores solicitaciones mecánicas a las que está sometida la estructura en dicha zona.

Opt-Process-12 Monitor

Optimization process: Opt-Process-12

Status: Completed Current job: Opt-Process-12-Job

| Cycle | Objective Function OBJETIVO2 | Constraint CONSTR3:LE:VOLUMEN3 |
|-------|---------------------------------|-----------------------------------|
| 0 | 6.962863922119141 | 0.90000319480896 |
| 1 | 6.961002349853516 | 0.8961464166641235 |
| 2 | 6.957151889801025 | 0.8967295289039612 |
| 3 | 6.9509077072143555 | 0.8966596126556396 |
| 4 | 6.943065166473389 | 0.8967469334602356 |
| 5 | 6.940451145172119 | 0.8979573249816895 |
| 6 | 6.939558029174805 | 0.898792028427124 |
| 7 | 6.939085960388184 | 0.8992067575454712 |
| 8 | 6.938732671053055 | 0.8993077836118152 |

Log Errors Warnings Output File

Starting Tosca for Abaqus optimization module - design cycle 11

Starting Abaqus analysis - design cycle 12

Starting Tosca for Abaqus optimization module - design cycle 12

Starting Abaqus analysis - design cycle 13

Starting Tosca for Abaqus optimization module - design cycle 13

Starting Abaqus analysis - design cycle 14

Starting Tosca for Abaqus optimization module - design cycle 14

Starting Abaqus analysis - design cycle 15

Starting Tosca for Abaqus optimization module - design cycle 15

Tosca for Abaqus ended successfully

Search Text

Text to find: ☐ Match case

Ilustración 41: Resultados de la optimización de Energía de Deformación respecto al volumen.

Si miramos los esfuerzos y los desplazamientos podemos comprobar que no han variado apenas respecto al cálculo sin optimizar, como se muestra en la Ilustración 43. Esto se debe a las bajas cargas que soportaban las costillas en relación con los largueros, por lo cual la retirada de material en ellas no implica un gran aumento de las tensiones o desplazamientos. En relación con la rotación, para comprobar los resultados, deberíamos someter de nuevo a estudio la estructura ya rediseñada de nuevo en Solid Edge, que se muestra en la Ilustración 44. Se realiza la suposición, basándonos en los datos de los desplazamientos y tensiones, que la rotación permanece constante

respecto a la anterior calculada, ya que el esfuerzo de aguanete rotacional va íntegramente ligado a los largueros, y estos no han sido modificados.

Por todo lo cual se concluye con la optimización y estudio aerodinámico y estructural del ala de nuestro avión UAV y se pasa al estudio de los procesos de fabricación, costes y normativa.

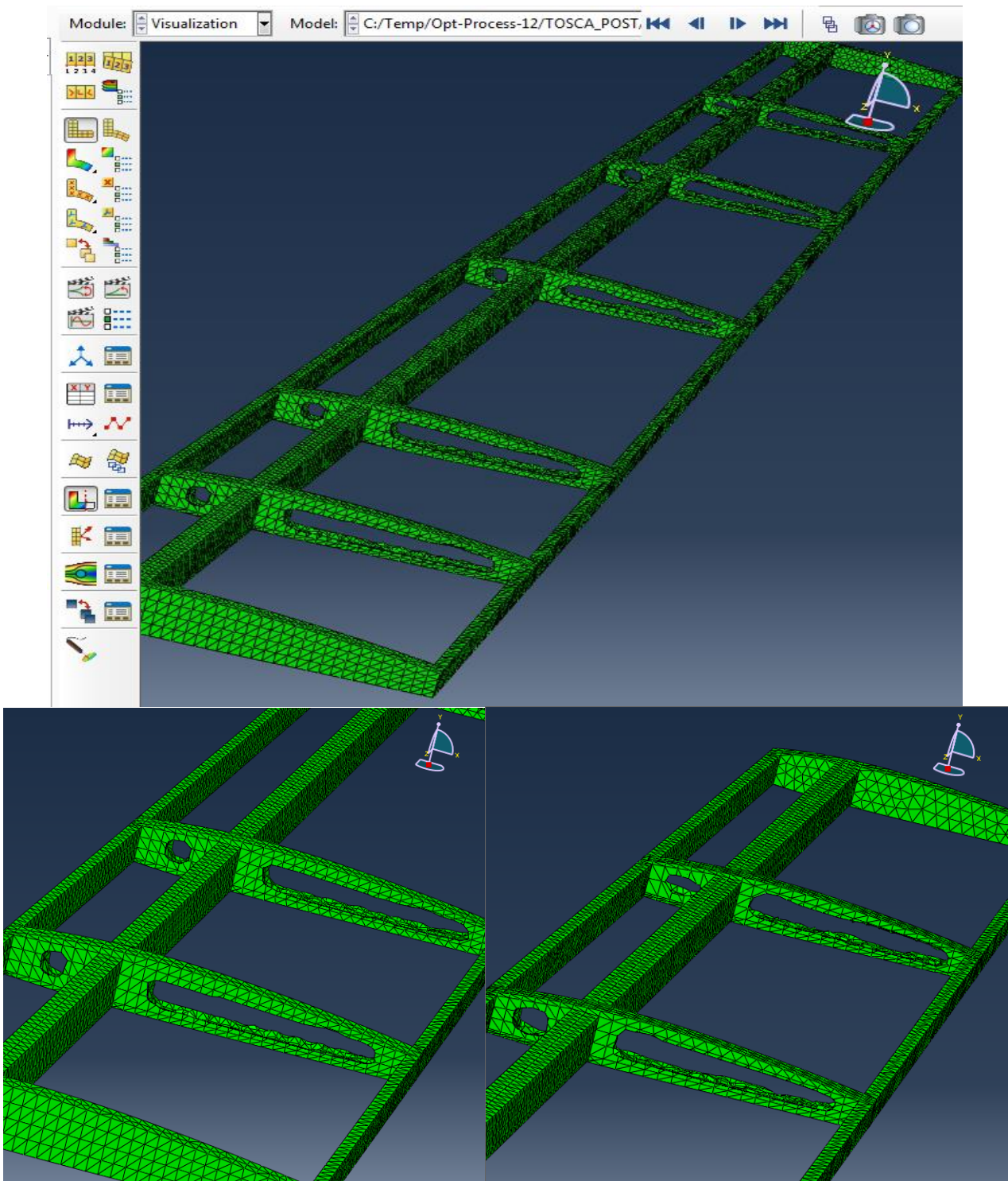


Ilustración 42: Resultado del proceso de Optimización.

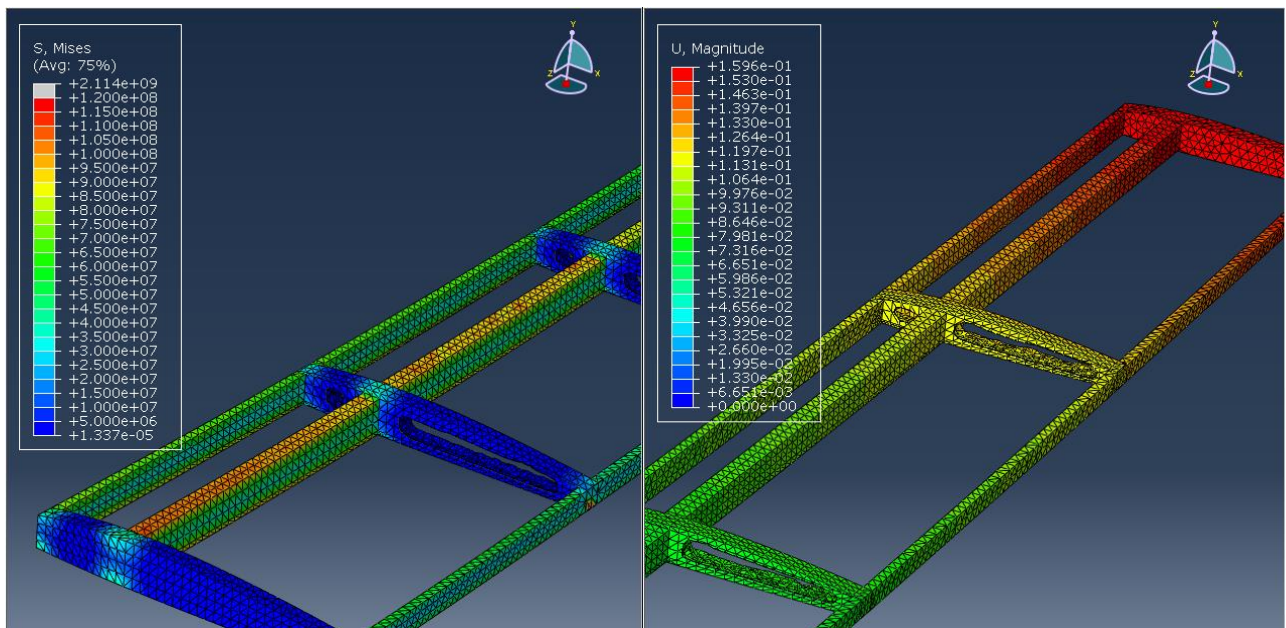


Ilustración 43: Resultados de las tensiones y desplazamientos (vertical)

Proceso de fabricación (Miravete 2003)

En la actualidad existen variados y novedosos métodos de fabricación de materiales compuestos. En el campo de la fabricación de piezas formadas con material compuesto de fibras los métodos más utilizados se dividen en dos grandes grupos según el tipo de molde en el que se fabrican: de molde cerrado y de molde abierto.

Los procesos de fabricación de molde abierto más comunes son el moldeo por colocación manual; el bobinado, con sus diversos tipos; y el procesado en autoclave.

- El método de colocación manual, o moldeo por colocación manual, requiere de presiones bajas sin descuidar en exceso la precisión, labor para la cual la capacidad de una persona es suficiente. Es un proceso lento que requiere de destreza y de conocimientos del comportamiento del material. Sin embargo, por las características de la labor, es inevitable la aparición de algunos defectos como poros, arrugas de las superficies, burbujas de aire atrapadas o mala adherencia al molde, entre otros. A pesar de lo cual es muy utilizada en la industria aeroespacial por su versatilidad.
- El método de bobinado es muy importante en la fabricación de piezas de revolución y sin curvaturas entrantes, y que además la propia forma de la pieza permita su extracción del mandil. El proceso consiste en enrollar refuerzos continuamente a grandes velocidades y de forma precisa en un mandil que rota en el eje de revolución de la pieza. Las velocidades de giro se encuentran entre los 90 y los 100 metros por minuto en el caso de la fibra de vidrio y los 15 y 30 metros por minuto para la fibra de carbono o aramida. Con este proceso se pueden fabricar piezas con volúmenes de fibra muy elevados, de hasta el 75%, controlando el contenido de resina del compuesto. En la Ilustración 44 se muestra el proceso para un enorme cilindro hecho con fibra de vidrio. Hay tres variantes del bobinado: el bobinado helicoidal, que combina el movimiento de rotación del mandil con el movimiento de traslación longitudinal del cabezal de impregnación; el bobinado circunferencial, que es parecido al helicoidal pero con un ángulo de enrollado de 90 grados; y el bobinado polar o plano, en el que tanto el movimiento de rotación como el de traslación longitudinal es realizado por el mandil, permaneciendo fijo el cabezal de impregnación. Cuando se aplican las suficientes capas el mandil se extrae y se cura en un horno para endurecer la resina, y posteriormente se extrae la pieza del mandil. Este proceso es útil en la fabricación de cilindros de alta resistencia, como los requeridos en la industria química, almacenamiento de combustibles, recipientes a presión y cubiertas de motores de cohetes, como los utilizados por el

Transbordador Espacial. Debido a las características de nuestra pieza, carente de ejes de revolución, este método no puede ser utilizado.



Ilustración 44: Fabricación de compuestos por el método del bobinado.

- El procesado en autoclave es uno de los más importantes. Se utiliza un autoclave, como se muestra en la Ilustración 45 para el caso de la industria aeronáutica, un recipiente de presión metálico de paredes muy gruesas con un cierre hermético que permite trabajar a alta presión para realizar una aplicación industrial o una cocción, en el caso de la fabricación de compuestos, especialmente de fibra de carbono. Hay varias variantes dependiendo de la temperatura y presión aplicadas, que dependen del tipo de material que se quiera curar. En materiales termoestables son necesarias altas temperaturas para reducir la viscosidad del polímero e iniciar la reacción química de curado. Estas condiciones están en el rango de 175°C y 600 KPa (poliimidas, PMR-15) pero pueden llegar en ocasiones a rangos de 300-400°C y 1MPa (PEEK, PEI). En materiales termoplásticos los requerimientos de temperatura no son los mismos que en termoestables, ya que no hay reacción química que activar para conseguir el curado. La mayor ventaja del conformado en autoclave es la gran flexibilidad para procesar distintas familias de materiales. De hecho, cualquier material polimérico puede ser procesado, siempre y cuando su ciclo de cura se encuentre dentro de las limitaciones de temperatura y presión del autoclave. Debido al coste elevado de estos sistemas este método de fabricación no será utilizado en nuestro caso.



Ilustración 45: Introducción de piezas de componentes aeronáuticos de material compuesto en un gran autoclave de la empresa Boeing.

Los procesos de fabricación en molde cerrado más utilizados son el SMC (Sheet moulding compounds por sus siglas en inglés), la inyección, la Pultrusión y RTM (Resin Transfer Moulding).

- El SMC o Sheet Moulding Compound consiste en el moldeo de una resina termoestable reforzada generalmente con fibra de vidrio en forma de hilos cortados o continuos, obteniendo la pieza final a través de polimerización de la resina por aplicación de presión y temperatura. Este método de fabricación posee una etapa preliminar en la que se crea el preimpregnado que después se utilizará para realizar la pieza final deseada. Este pre-proceso se basa en utilizar mechas de fibra de vidrio en cordones continuos que se cortan en pedazos (de unos 5cm) sobre una capa de relleno de resina transportada sobre una película de polietileno. Posteriormente, una vez la capa inferior tiene todas la fibras distribuidas se coloca otra capa de relleno de resina sobre la primera formando un sándwich. Este sándwich se compacta y enrolla en rodillos de embalaje calibrados. Los rollos de preimpregnado se almacenarán para dejar que la fibra se asiente con la matriz termoestable. Las fibras de vidrio pueden presentarse no sólo como fibras cortadas, sino también hay casos en los que se utilizan hilos continuos o como mezcla de ambos (hilos continuos y fibras cortadas), en este último caso se obtendrían las mejores propiedades mecánicas. Finalmente los rollos de material compuesto se llevan a una prensa, donde se cortan con la configuración adecuada para la pieza a obtener y se colocan en un ajustado molde metálico calentado. Posteriormente la prensa hidráulica se cierra y el SMC fluye uniformemente bajo presión por todo el molde formando el producto final. Un

esquema explicativo del proceso se muestra en la Ilustración 345. Es un proceso, que por su elevada capacidad de automatización, se utiliza principalmente en producción de grandes series, siendo el automóvil su principal sector (capotas, paneles delanteros...). Este fenómeno hace que el SMC sea actualmente el método más utilizado en la fabricación de materiales compuestos con resinas termoestables.

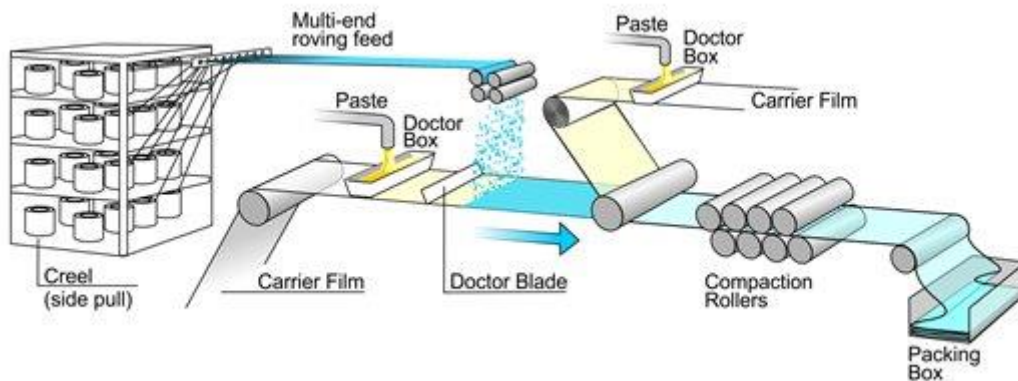


Ilustración 46: Diagrama de un proceso clásico de SMC

- La infiltración de materiales compuestos por inyección, utiliza la misma tecnología que el moldeo por inyección de plásticos tradicional. Pero a diferencia de introducir en el molde únicamente un polímero (ya sea termoplástico o termoestable), se introduce el polímero más un refuerzo. Las fibras más utilizadas son de vidrio, carbono y aramida. Estos refuerzos afectan notablemente a las propiedades mecánicas del material final. Pero por otro lado presentan algunos inconvenientes como la dificultad para controlar el posicionamiento de las fibras en la pieza o que las fibras pueden reducir notablemente su longitud por rotura con el tornillo sin fin que alimenta el proceso.
- La pultrusión consiste en un proceso automático muy versátil mediante el que se obtienen perfiles de sección constante. Se utiliza una fibra embebida en una resina termoestable, la cual reacciona cuando se aplica calor. Se tira del material (pull) para evitar roturas y desalineamiento de fibras. Mediante este proceso se puede producir cualquier sección compleja siempre que su espesor sea constante. Además, debido a la precisión de la superficie del molde se obtienen acabados de alta calidad. No obstante, la velocidad del proceso es relativamente baja (3 m/min) comparada con la velocidad de extrusión (30 m/min). Además, resulta muy complicado orientar las fibras en ángulos óptimos. El proceso de pultrusión consta de varias etapas: **1)** Las fibras de refuerzo se presentan en forma de bobinas o rollos para favorecer el flujo continuo del material. **2)** Se colocan en carretes sobre ejes con rodamientos especiales para mantener constante la tensión del hilo al ser devanado. **3)** Cuando las fibras se dirigen hacia el sistema de impregnación se hacen pasar por unas placas de alineamiento para evitar torsiones, nudos o daños en los refuerzos. **4)** La clave de todo el proceso de pultrusión es el molde. Debe alinear las

fibras y comprimirlas hasta la fracción en volumen deseada, asegurando el curado del material en un tiempo relativamente corto. **5)** Alrededor del molde se colocan placas calefactadas para provocar el calentamiento de la pieza y favorecer la reacción de polimerización de la resina. El parámetro de control más importante es la temperatura interior del molde, que oscila entre los 100°C y 150°C. **6)** En el mecanismo de tracción debe existir una distancia de al menos 3 metros entre éste y la salida para asegurar el correcto enfriamiento del perfil mediante convección natural o forzada (por chorro de agua o aire). Un diagrama del proceso se muestra en la Ilustración 47.

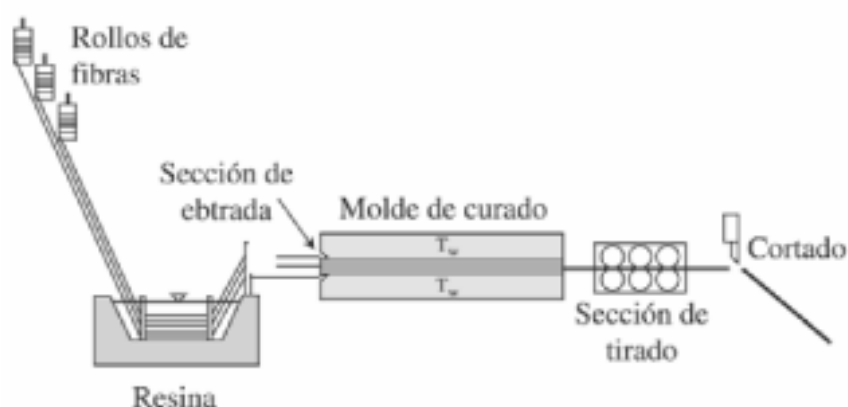


Ilustración 47: Esquema del proceso de pultrusión.

- El RTM (Resin transfer Moulding por sus siglas en inglés) es el proceso de producir compuestos en un molde cerrado mecánicamente, rígido, y que normalmente está compuesto de dos partes, hembra y macho. Las ventajas de este proceso de "molde cerrado" son considerables, pero podemos resumirlas en: las emisiones volátiles (estireno etc) son enormemente menores; es un proceso rápido, limpio y repetible; el espesor del laminado puede ser controlado con gran precisión; el proceso depende muchísimo menos de la habilidad manual del operador; la cara B del molde puede ser definida con precisión; y el proceso puede ser automatizado. El refuerzo seco (fibra de vidrio, fibra de carbono, aramida, etc.), se coloca entre las dos caras del molde, y éste es cerrado usando fuerzas mecánicas, como una prensa hidráulica, tornillos, pasadores, o vacío). En las pestañas del molde se colocan sellos, que al ser comprimidos evitan fugas de resina del molde o de vacío. Una resina termoestable es inyectada, a menudo por la parte central del molde, directamente en el paquete de fibra de refuerzo. El molde se llena por el efecto de la presión hidráulica generada por la máquina inyectora. El molde tiene normalmente salidas en los puntos más alejados del punto de inyección, permitiendo escapar el aire del interior del molde que va siendo substituido por la resina. Adicionalmente, se puede usar vacío en los puntos de ventilación para mejorar la calidad del laminado. RTM está basado en estructuras mecánicas que hagan que las fuerzas de cierre del molde sean lo suficientemente grandes para resistir las fuerzas derivadas de la presión de inyección de la resina. Asimismo, el molde en sí debe ser suficientemente rígido para no deformarse debido a las fuerzas mencionadas. Esta característica del proceso RTM puede convertirse en problemática si se trata de moldear grandes piezas, ya

que la utilidad necesaria llega a ser anti económica, simplemente por el tamaño y las dificultades de operación. En la Ilustración 48 se muestra una máquina real y un esquema de una máquina estándar.

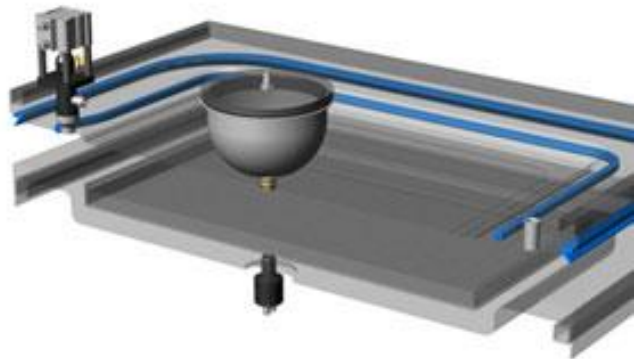


Ilustración 48: A la izquierda, un operario extrayendo una pieza de una puerta del molde de aluminio. A la derecha, un esquema de una máquina clásica de RTM.

Una variante del RTM es el VRTM (Vacuum RTM o Light RTM). Comparado con el proceso RTM clásico, el proceso VRTM o RTM Light es relativamente ligero (de ahí su nombre) y de un coste considerablemente menor. El proceso aprovecha la gratuita presión atmosférica como ayuda al cierre del molde, a diferencia de los pesados sistemas de cierre usados en RTM. A diferencia de otros procesos que usan bolsas de vacío, como la INFUSION, en el proceso VRTM la parte superior del molde es semirígida, como se puede observar en la figura superior. Debido a esto, pueden proporcionar una buena definición de la cara "B" de la pieza moldeada, y detalles como insertos encapsulados, rellenos o núcleos, y desde el punto de vista estético, permiten reproducir texturas o patrones. El molde se construye con sellos dobles en las pestañas. Un sello exterior para el vacío, y un sello interior. En el espacio entre esos dos sellos, se provoca el vacío, y esto genera una fuerza uniforme a lo largo de todo el perímetro del molde. A su vez, el sello interior evita las fugas de resina hacia el exterior del molde. En la Ilustración 49 se muestra un molde típico de VRTM.

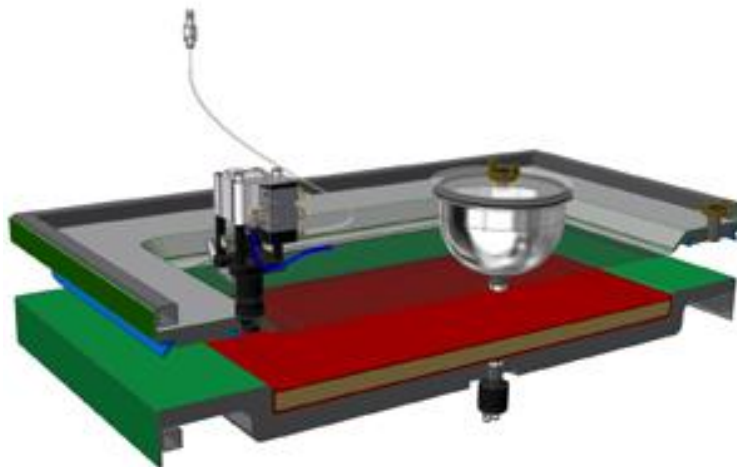


Ilustración 49: Molde clásico de VRTM, en el que se aprecia su ligereza y sencillez.

Además del vacío perimetral, en la cavidad del molde se provoca otro vacío. Esto permite a la resina ser inyectada a presiones bajas (inferiores a 1 bar), ya que el efecto de succión del vacío interior colabora en gran medida al movimiento de la resina fluida por el interior del molde y la correcta impregnación de la fibra de refuerzo. La resina inyectada se reparte en primer lugar por una canal que se dispone en la pestaña, a lo largo de todo el perímetro del molde. Esta inyección periférica proporciona la ruta más eficiente posible para llenar el molde con los mínimos esfuerzos mecánicos y asegurando la evacuación de todo el aire interior. La resina va llenando progresivamente toda la cavidad del molde, hasta llegar a la salida situada cerca del centro del mismo. El exceso de resina se recoge en un recipiente denominado catch-pot, que es justamente el punto donde se aplica el vacío de ayuda a la inyección, completando el esquema. El recipiente, tiene además la función de prevenir que el exceso de resina pueda entrar en el sistema de vacío. El molde primario, que representa normalmente la cara "A" de la pieza a producir, es relativamente bastante más rígido que el molde secundario, pero aun así, es de infinita mayor simplicidad que un molde de RTM convencional, debido a las menores fuerzas en juego. Este molde además, va acompañado de una liviana estructura para su apoyo en el suelo y asegurar que no se deforme. El molde secundario, como ya se ha avanzado, es una estructura mucho más ligera, y está hecho de un laminado de unos 4 a 6 mm, semi-translúcido (para permitir observar el reparto de la resina durante la inyección), y una zona de refuerzo en el perímetro o pestañas, para resistir las fuerzas de cierre del vacío perimetral. A veces se le dota de una estructura metálica ligera, para ayudar a su manipulación y para evitar deformaciones. En resumen, debido al uso del vacío, se consigue una fuerza uniforme de cierre a lo largo de todo el perímetro y unas presiones de inyección menores. La consecuencia es que el proceso VRTM se usa con gran éxito para moldear desde piezas pequeñas, a grandes piezas, con una inversión en equipos, moldes y útiles muy reducida.

Tras este breve análisis de las diferentes técnicas de fabricación de materiales compuestos laminados debemos escoger un método para nuestro caso. Por las características de la pieza, por su simplicidad, bajo coste y eficiencia, el método escogido será el RTM, razón por la cual ha sido exployada en mayor detalle.

Costes

Como el alcance del proyecto no cubre la fase fáctica de la producción el análisis de los costes es puramente especulativo. Tenemos en cuenta la fabricación del cajón de torsión, que ha sido la pieza analizada, y de las pieles. En ese caso, podemos suponer que la pieza se compone de las 7 costillas y de los largueros, para cada semiala. Las costillas van unidas a los largueros mediante unas pestañas hembra que encajan en unas macho en la estructura, además de la utilización de adhesivos especializados para fibra de carbono en las uniones.

Suponiendo una producción de 100 cajones de torsión cada año, con sus pieles incorporadas, podemos estimar los costes de todo el proceso.

- Se supone un coste en cuanto a material de computación de 33,650 € IVA incluido para Abaqus y de 530 € para Solid Edge. Si estimamos un periodo de retorno de 4 años, el coste que hay que añadir a cada pieza debido al coste de los programas es:

$$C_p = (33650 + 530) \text{ €} * \frac{1}{100 \text{ alas/año}} * \frac{1}{4 \text{ años}} = 85.45 \text{ €/ala} \quad (41)$$

- El coste del material lo calculamos teniendo en cuenta un coste de nuestro fabricado de fibra de carbono de 200 € por metro cuadrado para un espesor de 5 mm, contando con la resina. Todas nuestras piezas tienen un espesor de 10 mm. El total de superficie entre todos los largueros es de 0.048 m², y para las costillas de 0.0315 m², por lo que en total tenemos una superficie de 0.0795 m². El coste del material de un ala es, teniendo en cuenta el adhesivo:

$$C_m = 0.0795 * \frac{m^2}{\text{semiala} * \text{lámina}} * 2 \text{ láminas} * 200 \frac{\text{€}}{m^2} * 2 \frac{\text{semialas}}{\text{ala}} + 2 \frac{\text{€}}{\text{ala}} = 65.6 \text{ €/ala} \quad (42)$$

El coste del adhesivo podemos suponerlo como 40€ el kilogramo, y suponemos como requerimiento para nuestras 100 alas 5 kilogramos de adhesivo, lo que arroja un coste de 200€ para las 100 componente, es decir, 2 € por componente.

- El coste de la maquinaria de RTM, que incorpora funciones de CNC, es supuesto en 100,000 €. De nuevo, repitiendo la misma operación que en los programas, el coste sería de 250 €/ala.
- El coste de la mano de obra, teniendo en cuenta el mismo para el ingeniero y el operario de manufactura, es estimado en 15 €/hora, y una cantidad de horas de trabajo de 500 horas cada año (5 horas/pieza). En total el coste por la mano de obra repercute en la pieza según se muestra:

$$C_{mo} = 2 \text{ oper} * \frac{15 \text{ €} * 500 \text{ horas}}{\text{hora} * \text{oper} * \text{año}} * \frac{1}{\frac{100 \text{ alas}}{\text{año}}} = 150 \text{ €/ala} \quad (43)$$

Por todo lo cual, teniendo en cuenta estos parámetros, y no los costes ajenos a la fase de diseño y producción, calculamos un coste total de cada ala en:

$$C_t = (85.45 + 65.6 + 250 + 150) \frac{\text{€}}{\text{ala}} = 551.05 \text{ €/pieza} \quad (44)$$

Normativa (Air s.f.) (Spain s.f.)

El 4 de julio de 2014, el Consejo de Ministros dio luz verde en Madrid a la nueva ley temporal que reguló el uso de drones para toda España. Dicha normativa trata de controlar el uso las operaciones de carácter comercial y civil con aeronaves pilotadas por control remoto, popularmente conocidos como drones (RPAS), cuyo peso no supere los 150 kg.

En el documento oficial del Estado quedan reflejadas las condiciones en las que se puede realizar trabajos técnicos y científicos, tales como grabación aérea, reportajes aéreos, fotografía aérea, estudios de fotogrametría, vigilancia y monitoreo y revisión de infraestructuras entre otros. Gran parte de este nuevo decreto de ley temporal, se basa en 4 puntos clave que toda empresa que desee operar con drones deberá contemplar y seguir:

- Tipo de Dron:

Se establecen dos categorías iniciales: drones con peso inferior a 2 kg y drones con peso entre los 2 kg y 25 kg. Para ambos es imprescindible disponer de un carnet de piloto de drones para poder operar en España. En caso de los drones de peso inferior a 2kg, no será necesario que estén inscritos en el registro de aeronaves ni disponer de un certificado de aeronavegabilidad. Como nuestro UAV excede los 2 kg el usuario requerirá del carnet de piloto. Para ambos tipos de dron, será necesario incluir obligatoriamente una placa identificativa con el nombre del fabricante del aparato así como los datos fiscales de la empresa que lleve a cabo dichas operaciones.

- Espacio aéreo:

El espacio aéreo pertenece a AESA, y como tal, para poder realizar cualquier tipo de actividad comercial o civil con un dron, se deberá obtener un permiso oficial, como mínimo 5 días antes de llevar a cabo cualquier operación en el aire. Esta nueva legislación sigue manteniendo la prohibición de sobrevolar núcleos urbanos o espacios con una alta masificación de gente sin el consentimiento especial por parte de la Agencia Española de Seguridad Aérea.

- Seguridad:

El pilar fundamental en el que se ha basado el Ministerio para la realización de la normativa de uso de drones civiles en España es la seguridad. Por ello cada empresa deberá disponer de un manual de operaciones cumplimentado siguiendo el estándar proporcionado por el Ministerio, así como un estudio de seguridad de cada una de las operaciones a realizar. Es decir, si alguien piensa en hacer volar un dron al margen de la ley, ya sea con un peso inferior a 2kg, o entre 2kg y 25kg, se expone a sanciones que van entre 3.000€ a 60.000€.

- Carnet de piloto de Drones en España:

Para que las empresas puedan operar legalmente, los pilotos designados deberán disponer de un carnet oficial para el manejo de drones. Si estos pilotos ya disponen de un título de piloto de avión, ultraligero u otro específico, no será necesario obtener dicha titulación. En caso contrario deberán cursar una serie de exámenes y pruebas oficiales para obtener el carnet oficial de piloto de drones. A día de hoy, no existen academias oficiales bajo la tutela del Gobierno que realicen estos cursos, por eso y mientras se empiezan a impartir estos cursos, será obligatorio demostrar que se dispone de los conocimientos teóricos y algún tipo de carnet oficial o documento que acredite a los pilotos en el manejo de drones para poder llevar a cabo cualquier operación.

Esta normativa temporal sobre drones en España considera los diferentes marcos en los que se pueden realizar los distintos trabajos aéreos y en función del peso de la aeronave. Además, el texto aprobado se completa con el régimen general de la Ley 48/1960, sobre Navegación Aérea, y no sólo marca las pautas de operación con este tipo de aeronaves, sino también otro tipo de obligaciones. El texto completo de la normativa se puede encontrar en la citada referencia. (BOE 2015)

A la citada normativa se le esperaban aplicar en Marzo de 2016 ligeras modificaciones, que aún no se han establecido oficialmente, como las expuestas a continuación:

- Vuelo dentro de núcleo urbano:

La principal novedad es el poder volar dentro de núcleos urbanos, ya que la actual Ley no lo permite. Estos vuelos no podrán ser al libre albedrío de los Operadores de Drones, sino que el piloto deberá registrarse por unas normas concretas como volar una aeronave inferior siempre a 10 kg de peso, no alejar el dron a más de 100 metros de distancia y volar en VLOS, no superar los 120 metros de altura y solicitar un permiso previo a una Subdelegación de Gobierno.

- BVLOS de 2 kg a 5 kg:

Las siglas BVLOS consisten en volar el dron a la distancia que el sistema FPV le permita. A diferencia del VLOS que consiste en pilotar el dron manteniendo el contacto visual permanente con el mismo y no alejarlo a más de 500 metros, el BVLOS permite alejarlo y “perderlo de vista”. Con la ley actual no puede dejarse alejar un dron de más de 2 kg a más de 500 metros, lo cual impedía a muchas operadoras como Drone Spain hacer ciertos trabajos. Ampliando el peso de la aeronave a 5 kg, ya encontramos en el mercado drones multirrotores y de ala fija capaces de hacer infinidad de trabajos profesionales, como se ha mencionado en el primer punto del presente trabajo.

- Volar dentro del Espacio Aéreo Controlado:

Actualmente si se quiere volar dentro de un aeropuerto, por motivos obvios de seguridad no podríamos hacerlo; además, la Ley18/2014 actual de drones prohíbe el vuelo dentro de estos espacios aéreos controlados. A partir de ahora, con la entrada de la nueva ley de drones, se podrá hacer este tipo de operaciones siempre y cuando se cumplan con los estudios de seguridad necesarios y sean aprobados por la Agencia Estatal de Seguridad Aérea, como ocurre con los vuelos que se quieran desarrollar también dentro del núcleo urbano.

Bibliografía

Air, Dron. n.d. <http://www.dronair.es/nueva-ley-sobre-el-uso-de-drones-en-espana-2>.

Airfoil Tools. n.d.

<http://www.airfoiltools.com/search/index?MAirfoilSearchForm%5BtextSearch%5D=&MAirfoilSearchForm%5BmaxThickness%5D=&MAirfoilSearchForm%5BminThickness%5D=&MAirfoilSearchForm%5BmaxCamber%5D=&MAirfoilSearchForm%5BminCamber%5D=&MAirfoilSearchForm%5Bgrp%5D=&MAi>.

BOE. Julio 5, 2015. http://www.seguridadaerea.gob.es/media/4243006/rdl_8_2014_4julio.pdf.

Carnicero, Antonio. "http://www.iit.comillas.edu/." n.d.

http://www.iit.comillas.edu/~carnicero/Resistencia/Introduccion_al_MEF.pdf.

Erickson, Larry L. *NASA Technical Paper 2995: Panel Methods-An Introduction*. Moffet Field, California: NASA, 1990.

F.Phillips, Warren. *Mechanics of Flight, Second Edition*. Wiley, 2010.

Factory, UAV. <http://www.uavfactory.com/product/46>. n.d.

Fearn, Richard L. "Airfoil Aerodynamics Using Panel Methods." *The Mathematica Journal*, 2008.

Miravete, A. *Materiales compuestos (Vol. 1)*. Reverte, 2003.

Mouritz, Adrian P. *Introduction to Aerospace materials*. 2012.

Performance Composites. n.d. http://www.performance-composites.com/carbonfibre/mechanicalproperties_2.asp.

Purdue University. "https://engineering.purdue.edu/~aerodyn/." n.d.

[https://engineering.purdue.edu/~aerodyn/AEE333/FALL10/HOMEWORKS/HW13/XFLR5_v6.01_Beta_Win32\(2\)/Release/Guidelines.pdf](https://engineering.purdue.edu/~aerodyn/AEE333/FALL10/HOMEWORKS/HW13/XFLR5_v6.01_Beta_Win32(2)/Release/Guidelines.pdf).

Spain, Drone. n.d. <http://www.dronespain.pro/nueva-ley-de-drones-en-espana-marzo-2016/>.

Technology, Massachussets Institute of.

<http://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/thermodynamics/notes/node99.html>. n.d.

